

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Факультет електроніки
(повна назва інституту/факультету)

Кафедри мікроелектроніки
(повна назва кафедри)

«До захисту допущено»

В.о.завідувача кафедри
_____ **Анатолій ОРЛОВ**
(підпис) (ініціали, прізвище)

“ _____ ” _____ 2020 р.

Дипломна робота
на здобуття ступеня бакалавра
за спеціальністю 153 Мікро-та наносистемна техніка
(код і назва)

на тему: Деградація сонячних елементів в умовах відкритого космосу

Виконав: студент _ IV _ курсу, групи _ДП-61_

Рудий Сергій Сергійович _____
(прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

Керівник: проф. д.т.н., проф. Якименко Ю.І. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Консультант з нормоконтролю доц., к.ф.-м.н., с.н.с.
_____ **Георгій СВЄЧНИКОВ** _____

Консультант з інформаційних питань доц., к.т.н., **Юрій ДІДЕНКО** _____

Рецензент _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цій дипломній роботі немає
запозичень з праць інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____

(підпис)

Київ – 2020 року

Завдання на дипломну роботу

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Інститут/факультет

Факультет електроніки

(повна назва)

Кафедра

Кафедра мікроелектроніки

(повна назва)

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність (спеціалізація) 153 Мікро-та наносистемна техніка

(код і назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ

В.о.завідувача кафедри

_____ Анатолій ОРЛОВ

(підпис)

(ініціали, прізвище)

«__» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ на дипломний проект (роботу) студенту

Рудому Сергію Сергійовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проекту (роботи) Деградація сонячних елементів в умовах відкритого космосу

керівник проекту (роботи) проф. д.т.н., проф. Якименко Ю.І. _____ ,

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «__» _____ 2020 р. № _____

2. Строк подання студентом проекту (роботи) 02.06.2020р.

3. Вихідні дані до проекту (роботи) телеметрія українського наносупутника PolyITAN-1

4. Зміст (дипломної роботи) пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розробити) 1) проаналізувати основні зовнішні чинники які впливають на ФЕП в

умовах відкритого космосу; 2) аналіз основних моделей деградації ФЕП; 3) адаптація математичної моделі та її порівняння з експериментальними даними. _____

5. Перелік графічного (ілюстративного) матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо) _____

1 презентація (10 слайдів) _____

6. Консультанти розділів проекту (роботи)*

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1,2,3,4	доц., к.т.н., Обухова Т.Ю.		

7. Дата видачі завдання _____ 11.03.2020р. _____

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту (роботи)	Строк виконання етапів проекту (роботи)	Підпис керівника
	Пошук та ознайомлення з літературними джерелами за темою практики.	13.04.2020-19.04.2020	
	Написання та аналіз перших трьох розділів.	20.04.2020-09.05.2020	
	Аналіз моделей деградації ФЕП. Адаптація моделі під телеметрію українського супутника	10.05.2020-19.05.2020	
	Оформлення розділів. Оформлення висновків та переліку посилань на літературу.	20.05.2020-02.06.2020	
	Підготовка та оформлення презентації для доповіді	03.06.2020-09.06.2020	

Студент _____
(підпис)

Рудий С.С.
(ініціали, прізвище)

Керівник проекту (роботи) _____
(підпис)

Якименко Ю.І.
(ініціали, прізвище)

* Консультантом не може бути зазначено керівника дипломного проекту (роботи)

РЕФЕРАТ

Роботу викладено на 63 сторінках, вона містить 4 розділи, 19 ілюстрацій, 6 таблиць та 40 джерел в переліку посилань.

Об'єктом дослідження є процес деградації сонячних елементів в умовах відкритого космосу.

Предмет роботи - дослідження середовища відкритого космосу та фізичних основ процесу деградації фотоелектричних перетворювачів, викликаного перебуванням в цьому середовищі.

Мета роботи – доповнення однієї з існуючих моделей деградації для аналізу роботи сонячних елементів космічного апарату з можливістю прогнозування ефективного часу роботи на орбіті.

В першому розділі проводиться огляд особливостей конструкції та матеріалів, що використовуються для виробництва сонячних елементів призначених для роботи на орбіті.

В другому розділі розглядаються умови середовища відкритого космосу. Зроблено перелік та пояснення основних факторів впливу на сонячні елементи.

В третьому розділі проводиться детальний огляд процесів деградації, що чекають на фотоелектричні перетворювачі. Окрім цього, приведено декілька моделей аналізу цих процесів, розроблених для тестування матеріалів та прогнозування ефективності та часу роботи на орбіті.

В четвертому розділі проведено характеристику космічного апарату, телеметрію якого використано в подальшому дослідженні; адаптовано та опрацьовано модель визначення ступеня деградації сонячного елемента.

Ключові слова: деградація сонячних елементів у космосі, деградація сонячних елементів, кремнієві сонячні елементи, модель деградації ФЕП в космосі, сонячні елементи на CubeSAT.

ABSTRACT

The work is presented on 63 pages, it contains 4 parts, 19 illustrations, 6 tables and 40 sources in the list of references.

The object of research is the process of degradation of solar cells in open space.

The subject of the work is the study of the open space environment and the physical bases of the process of degradation of photoelectric converters caused by this environment.

The purpose of the work is to supplement one of the existing models of degradation for the analysis of the operation of solar cells on the spacecraft with the ability to predict the effective operating time in orbit.

The first section reviews the design features and materials that are used for the production of solar cells which are designed to work in orbit.

The second section considers the conditions of the open space environment. The list and explanation of the basic factors of influence on solar elements is made.

The third section provides a detailed overview of the degradation processes of photovoltaic converters on orbit. In addition, several models of analysis of these processes that are designed to test materials and predict the efficiency and time of work in orbit are reviewed

The fourth section describes the spacecraft, the telemetry of which was used in further research; the model for determining the degree of degradation of the solar cell was adapted and used.

Keywords: open space solar cell degradation, solar cell degradation, silicon solar cells, model of FEP degradation in space, CubeSat solar cell, solar cell degradation model.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	9
ВСТУП.....	10
РОЗДІЛ 1. СПЕЦИФІКА КОНСТРУКЦІЇ СОНЯЧНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ДЛЯ КОСМІЧНОГО ЗАСТОСУВАННЯ	12
1.1 Фізичні параметри	12
1.2 Захисні покриття	13
1.3 Ефективність перетворення енергії.....	14
1.4 Матеріал сонячних елементів	16
РОЗДІЛ 2. ФАКТОРИ ЯКІ ВПЛИВАЮТЬ НА СОНЯЧНІ ЕЛЕМЕНТИ В УМОВАХ ВІДКРИТОГО КОСМОСУ.....	18
2.1 Загальні орбітальні умови.....	18
2.2 Коефіцієнт повітряної маси	19
2.3 Космічна радіація	20
2.4 Склад середовища	21
2.5 Макроскопічні об'єкти у космічному просторі.....	22
2.6 Температурний вплив	22
РОЗДІЛ 3. ІСНУЮЧІ ПРОЦЕСИ ДЕГРАДАЦІЇ СОНЯЧНИХ ЕЛЕМЕНТІВ В КОСМІЧНИХ УМОВАХ ТА ЇХ МОДЕЛЮВАННЯ	25
3.1 Процеси деградації у відкритому космосі	25
3.1.1 Механічні пошкодження	25
3.1.2 Електростатичні розряди	28

3.1.3 Радіаційна деградація	29
3.1.4 Температурна деградація	36
3.2 Загальноприйняті моделі деградації.....	37
3.2.1 Метод електронного опромінення.....	37
3.2.2 Метод дози пошкодження зміщенням	38
3.3 Прогнозування на основі експериментальних даних	39
РОЗДІЛ 4. АНАЛІЗ ДЕГРАДАЦІЇ СОНЯЧНИХ ЕЛЕМЕНТІВ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ В УМОВАХ ВІДКРИТОГО КОСМОСУ	42
4.1 Інформація про космічний апарат PolyITAN-1	42
4.1.1 Загальна інформація	42
4.1.2 Фізичні та орбітальні параметри.	42
4.1.3 Сонячні елементи наносупутника	44
4.2 Адаптація математичної моделі	45
4.2.1 Математична модель	45
4.2.2 Адаптація під орбітальні умови.....	47
4.3 Моделювання даних	48
4.3.1 Тренування моделі на телеметрії.....	48
4.3.2 Перевірка точності та ефективності моделі.....	53
ВИСНОВКИ	56
ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ	58

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

ФЕП	—	Фотоелектричний перетворювач
AM0	—	Air Mass Zero
AM1.5	—	Air Mass 1.5
LEO	—	Low Earth Orbit
MEO	—	Middle Earth Orbit
GEO	—	Geosynchronous Earth Orbit
NASA	—	National Aeronautics and Space Administration
JPL	—	Jet Propulsion Laboratory
АО	—	Астрономічна одиниця
ISO	—	International Space Organization
ККД	—	Коефіцієнт Корисної Дії
EVA	—	Ethylene-vinyl Acetate
UV	—	Ultraviolet
NIEL	—	Nonionizing Energy Loss
LET	—	Linear Energy Transfer
BAX	—	Вольт-амперна характеристика
ITO	—	Indium Tin Oxide
SSE	—	Sum of Squared Errors

ВСТУП

Презентація сучасних напівпровідникових панелей відбулася трохи більше за 72 роки тому. Перший запуск космічного супутника з використанням сонячних панелей відбувся через 10 років після цього із польотом апарату США «Авангард-1» 17 березня 1958 року. Апарат СРСР, «Спутник-3», було запущено двома місяцями пізніше, і на ньому також були сонячні панелі. З тих пір ця технологія є основною для генерації енергії в космосі, і не дивно - адже це сонячні панелі, які можуть захоплювати і перетворювати фотони в електричну енергію, яка стала основним джерелом живлення для переважної більшості пристроїв, що працюють в космосі протягом тривалого часу.

Однак, потрібно розуміти, що умови роботи в космосі надзвичайно відрізняються від Земних. Така різниця впливає на все, що стосується космосу, адже для складніших, суворіших умов необхідно мати найміцніше та найефективніше обладнання.

Не дивлячись на усі можливі заходи безпеки та підготовку обладнання, неможливо забезпечити вічну роботу сонячних елементів в умовах відкритого космосу. Ефективність їх роботи все одно падає з часом, а причин такому явищу є багато, від механічних пошкоджень до впливу радіації та температури.

В умовах відкритого космосу відбуваються процеси деградації усіх елементів апарату, в тому числі і масиву сонячних елементів. Моделювання процесів деградації є невід'ємною частиною підготовки до місії, проектування, конструювання. Воно визначає обрані матеріали, конструкційні рішення, тривалість місії.

Таким чином, чим точнішою є модель деградації, тим вищий шанс вдалого виконання завдання космічним апаратом. Це означає, що необхідно дослідити усі можливі процеси деградації ФЕП в умовах відкритого космосу, прослідкувати їх залежність від зовнішніх чинників та сформувати це в одну комплексну модель.

З іншого боку, після виведення на орбіту космічного апарату важливим є також контроль телеметрії, що дає змогу зрозуміти, слідкує деградація прогнозованим шляхом чи ні. Модель, що буде робити передбачення уже на основі експериментальних даних, повинна мати місце в разі відхилення від початкових розрахунків для корекції часу перебування та ефективної роботи космічного апарату на орбіті.

Метою даної роботи є розробка або доповнення моделі деградації, що може прогнозувати величину вихідного струму на основі експериментальних даних. Таке прогнозування дасть змогу оцінити, коли вихідної потужності масиву сонячних елементів буде недостатньо для ефективної роботи космічного апарату.

Для досягнення поставленої мети потрібно виконати такі завдання:

- Проаналізувати специфіку конструкції сонячних елементів для космічного застосування
- Визначити та описати фактори, які впливають на ФЕП в умовах відкритого космосу
- Дослідити існуючі процеси деградації сонячних елементів у космосі і їх моделювання
- Адаптувати одну з існуючих моделей деградації під космічний апарат, телеметрію якого буде використано
- Використовуючи математичний та статистичний апарат провести моделювання вихідного струму сонячних елементів

РОЗДІЛ 1. СПЕЦИФІКА КОНСТРУКЦІЇ СОНЯЧНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ДЛЯ КОСМІЧНОГО ЗАСТОСУВАННЯ

Конструкція будь-якого космічного корабля включає його потреби в електроенергії та систему їх постачання.

Наявність сонячного світла стимулювало розвиток масивів сонячних елементів. Простота, відносно невеликі фінансові витрати та висока надійність стали причиною того, що системи на ФЕП були обрані для постачання електричної енергії майже для всіх пілотованих та безпілотних космічних апаратів та станцій.

Продуктивність масиву сонячних елементів космічного апарату залежить від багатьох параметрів. Найперше, звичайно, це інтенсивність сонячного світла, що падає на масив, та ефективність перетворення сонячних ФЕП. На ефективність перетворення впливають кут падіння, температура, випадкові зіткнення метеороїдів, радіаційне опромінення та електричне навантаження. Проектування масиву для високої продуктивності протягом всієї місії повинно враховувати як ці параметри, так і взаємодію масиву з космічним кораблем. Типовими конструкційними проблемами є зберігання під час запуску; рушійна сила на розгортання; вага; тепловий баланс.

1.1 Фізичні параметри

Сонячна ФЕП, що використовується майже для всіх космічних апаратів, являє собою прямокутну пластину, вирізану з кристалічного кремнію (або іншого матеріалу) та підготовлену таким чином, що р-п перехід лежить трохи нижче її передньої поверхні. В даний час поширеним розміром є 4-сантиметровий квадрат, товщиною від 0,20 до 0,40 мм. Використовуються також ФЕП розміром від 1х1 см до 2х6 або 8х8 см. Як показано на рисунку 1.1, активна поверхня ФЕП має контактну планку уздовж одного краю з 5 або 6 лініями сітки від неї по всій поверхні. Контактна площадка повністю покриває цю поверхню клітини. [1]

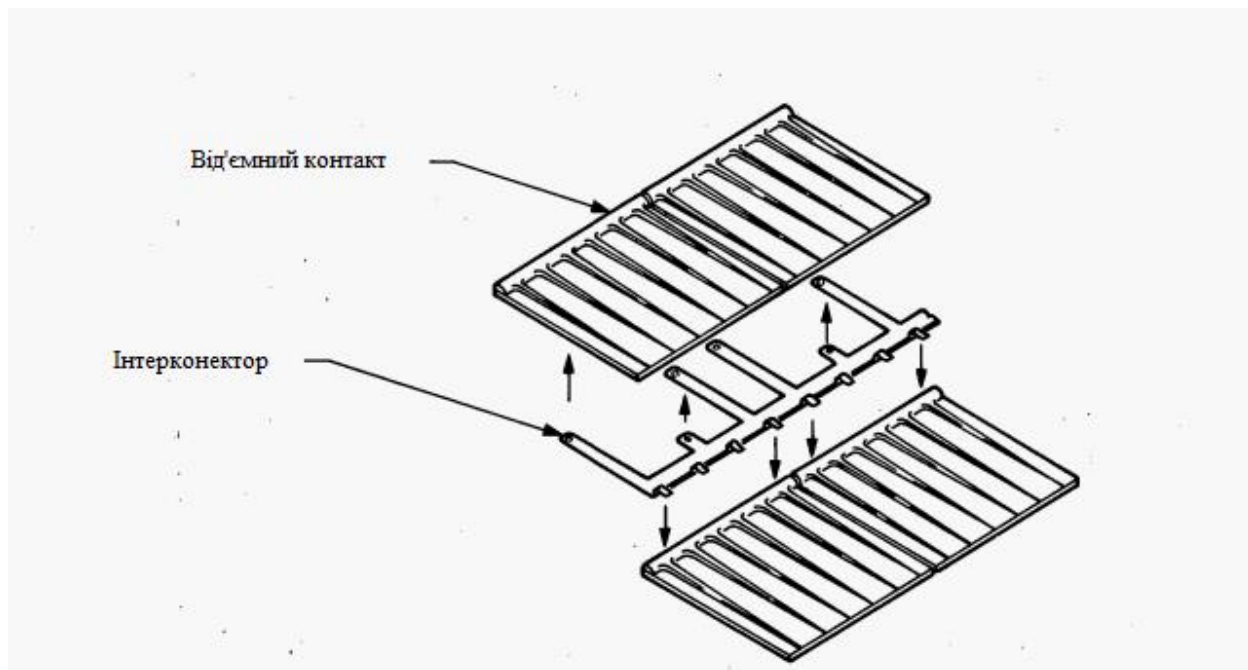


Рисунок 1.1 - Чотири типові сонячні елементи (2х2 см) та інтерконектор. Товщина від'ємного контакту на картинці перебільшена [1]

Контактом часто є термічно осаджений шар титану, покритий сріблом і спечений; покриття припою забезпечує захист від корозії під час зберігання перед запуском, але може знизити термічну стійкість. Останні дослідження показали, що корозійної стійкості можна досягти без припою шляхом додавання паладію до контакту.

Активна поверхня сонячного елемента покрита тонким шаром монооксиду кремнію, що додає антирефлекторні властивості. Це посилює поглинання світла в кремнію, особливо в червоній частині спектру. Відбивається лише невелика кількість синього та інфрачервоного світла, що надає сонячним панелям характерний синій вигляд замість сірого вигляду чистого кремнію. [2]

1.2 Захисні покриття

Для зменшення оптичного відбиття та пошкодження, спричиненого випромінюванням у космосі, сонячні батареї забезпечуються захисним покриттям. У

сучасній технології майже виключно використовуються наступні матеріали: високоочищений плавлений кремній Corning 7980, мікро-листоє скло Corning 0211, кварцове скло, сапфір. Плавлений кремній має більшу стійкість до потемніння від ультрафіолетового випромінювання та стійкість до бомбардування електронами. З іншого боку, мікро-листоє скло є більш дешевою і досить адекватною для використання в областях, де захисту може бути досягнуто відносно тонким покриттям. Сапфір застосовується на деяких супутниках, зокрема Телстар, і він порівнянний з плавленим кремнієвим склом у радіаційному опорі, але, як правило, вважається занадто дорогим для більшості апаратів. [3]

Товщина покриття визначається кількістю та типом випромінювання, а також вагою. Загалом для супутників на геосинхронній орбіті потрібно лише 0,15 - 0,25 мм прикриття, в той час як для тих апаратів, що знаходяться в більш радіаційно активній області, може знадобитися товщина в 0,5 мм або більше. Через труднощі, пов'язані з обробкою дуже тонких крихких матеріалів, 0,15 мм є практичною нижньою межею для товщини покриття. [4]

1.3 Ефективність перетворення енергії

Середня глибина поглинання фотонів у напівпровіднику є функцією їх довжини хвилі. Коротші довжини хвиль поглинаються близько до поверхні, тоді як червоне або інфрачервоне випромінювання може проникати на кілька сотень мікронів глибше. Через рекомбінацію в активній області поверхні, велика частина енергії, генерованої коротшими довжинами хвиль, де зустрічаються піки сонячного спектру, втрачається, якщо перехід розміщений занадто глибоко. Тому зазвичай розміщують перехід між 0,3 і 0,5 мкм під поверхнею. [5]

Найважливішим фактором для дизайнера джерела живлення є ефективність роботи ФЕП 7. Загальна ефективність перетворювача визначається як відношення максимальної вихідної потужності на одиницю площі елементи та енергії сонячного

світла, що падає на площу цього елемента. Цей параметр важливий для визначення загальної площі поверхні масиву елементів необхідної для отримання достатньої потужності. Теоретично для кремнію при 20 °С ефективність повинна становити близько 22% на практиці, однак, окремі елементи рідко перевищують 12%, а орієнтовані масиви в польоті можуть досягати близько 8-10% (ефективність неорієнтованих масивів може бути низькою до 1 або 2%) [6]. Багато факторів викликають цю невідповідність; деякі найважливіші:

(1) Оптичне відбивання та втрати на передачу у захисному покритті (близько 2%, із синім фільтром) зменшують доступне світло.

(2) Контактні площадки покривають частину поверхні (до 10%), закриваючи її від падаючого світла, зменшуючи доступне опромінення.

(3) Велика частка носіїв, генерованих далеко від р-n переходу, не досягне його через рекомбінацію.

(4) Поверхнева рекомбінація носіїв зменшує кількість, що досягає переходу.

(5) Послідовний опір сонячного елемента поглинає частину виробленої енергії.

Коли елементи змонтовані, подальші втрати ефективності часто трапляються через виробничі похибки, процеси виготовлення, невідповідність елементів, втрати через накладання елементів, опір з'єднання, затінення іншими частинами масиву або космічного апарату, а також кути, введені, коли не всі ФЕП розміщені по нормалі до сонячного опромінення. В найсучасніших процесах такі втрати мінімальні. [7]

Таблиця 1.1 – Виміряна ефективність при AM1.5 та виміряна або розрахована (*) ефективність при AM0 для ФЕП з різних матеріалів маленької площі. [8, 9, 10, 11]

Продовження таблиці 1.1

Матеріал ФЕП	Ефективність (%) при AM1.5	Ефективність (%) при AM0	Відношення AM0 / AM1.5	Площа ФЕП (см ²)
c-Si	22,3	21,1	0,95	21,45
Poly-Si	18,6	17,1*	0,92	1,0
c-Si плівка	16,6	14,8*	0,89	0,98
GaAs	25,1	22,1*	0,88	3,91
InP	21,9	19,3*	0,88	4,02
GaInP	14,7	13,5	0,92	1,0
GaInP/GaAs/Ge	31,0	29,3	0,95	0,25
Cu(Ga,In)Se ₂	18,8	16,4*	0,87	1,04
CdTe	16,4	14,7*	0,90	1,131
a-Si/a-Si/a-SiGe	13,5	12,0	0,89	0,27

1.4 Матеріал сонячних елементів

Вибір матеріалу залежить від мети місії, її тривалості та бюджету. На відміну від сонячних елементів для застосування на поверхні Землі, в космосі головними вимогами є ефективність та мобільність (або компактність).

Визначаючим фактором також може слугувати чи буде космічний апарат пілотований або безпілотний. Для пілотованих апаратів необхідно мати найбільшу ефективність, адже об'єму для розташування великого масиву елементів може не бути через системи життєзабезпечення та корисний вантаж. [12]

Перелік використаних матеріалів наведений у таблиці 1.1.

Висновки до розділу 1

Конструкція сонячних елементів для застосування у космосі відрізняється, насамперед, у використанні кращих та більш ефективних матеріалів для ФЕП та захисної оболонки.

Параметри визначаються насамперед метою місії, її тривалістю та бюджетом. Відповідно, більш ефективні та дорогі матеріали використовуються для апаратів надзвичайної важливості, як пілотованих місій та польотів до інших планет.

Захист та конструкція також визначаються цими показниками. Технології захисту дозволяють надзвичайно захистити поверхню сонячного елемента від зовнішнього впливу, але таке покриття буде дорогим та складним при виготовленні та встановленні.

РОЗДІЛ 2. ФАКТОРИ ЯКІ ВПЛИВАЮТЬ НА СОНЯЧНІ ЕЛЕМЕНТИ В УМОВАХ ВІДКРИТОГО КОСМОСУ

Глибокий аналіз умов космічного середовища та факторів впливу перебування космічних апаратів на орбіті на ефективність їх роботи є ключовим у розумінні процесів деградації усіх систем, у тому числі систем енергоживлення, енергозбереження, та, найголовніше, генерації.

2.1 Загальні орбітальні умови

Космічні місії визначаються їх траєкторіями. Для орбітальних завдань на Землі вони приблизно класифікуються як низька орбіта Землі (LEO, Low Earth Orbit), 300—900 км, середня орбіта Землі (MEO, Middle Earth Orbit) та геосинхронна орбіта Землі (GEO, Geosynchronous Earth Orbit) 35,780 км. Для траєкторії можемо визначити такі параметри: розмір орбіти, визначений пів-віссю великої осі еліпса; форма, визначена ексцентриситетом; орієнтація, визначена орбітальною площиною в просторі; орбіта всередині площини, визначена аргументом перигея. Ці параметри визначають космічне середовище, з яким зіткнеться космічний апарат. Місії NASA також передбачають міжпланетні польоти як до Сонця, так і від нього; прольоти повз та вихід на орбіту інших планет, кожна з яких має свій унікальний набір параметрів, своє середовище.

В центрі нашої Сонячної системи знаходиться Сонце, яке є і джерелом сонячного опромінення, яке ФЕП перетворює на електрику, і сонячним вітром, який, загалом, є потоком протонів і електронів, що рухаються із середньою швидкістю 400 —500 км/с близько Землі із середньою щільністю приблизно 5 частинок на см³. Єдиним іншим джерелом випромінювання є галактичні космічні промені, які надходять до Землі з-за меж нашої Сонячної системи. Вони складаються з близько 85% протонів, близько 14% альфа-частинок і близько 1% важчих ядер [13]. Енергетичні спектри космічних променів поблизу Землі показують, що максимальні енергії опромінення можуть

досягати 1 ГеВ/нуклон, а загальний потік частинок, що спостерігаються за межами магнітосфери, на орбіті Землі (тобто 1 астрономічна одиниця, далі АО, від Сонця) дорівнює приблизно 4 на $\text{см}^2/\text{с}$.

2.2 Коефіцієнт повітряної маси

Спектральне освітлення, яке є в космосі, не фільтрується нашою атмосферою і, таким чином, сильно відрізняється від того, що досягає поверхні Землі.

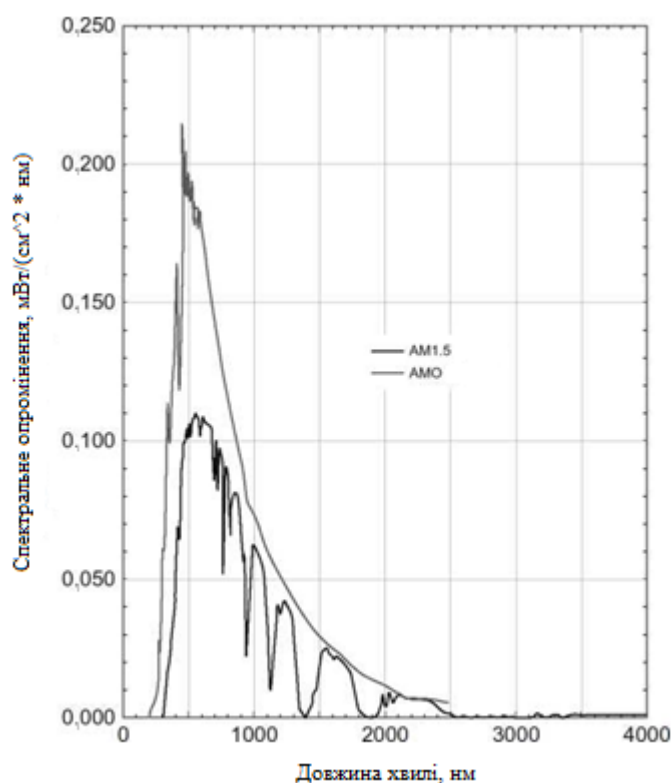


Рисунок 2.1 - Спектри опромінення для AM0 та AM1.5 [14]

Космічні ФЕП розроблені та випробувані для спектру з коефіцієнтом повітряної маси (далі АМ,) рівним нулю (далі АМ0). Це на відміну від Air Mass 1,5 (далі АМ1.5), що описує зменшення в 1,5 рази спектрального поглинання земною атмосферою, який є стандартною умовою для випробування наземних сонячних елементів. Таким чином, ФЕП, призначені для використання в космосі, будуть оптимізовані для дещо іншого

спектру. Зміна спектрального розподілу, як правило, призводить до зниження загальної ефективності ФЕП, навіть якщо інтенсивність світла дещо вища (тобто, 1353 Вт/м^2 у космосі порівняно з 1000 Вт/м^2 на поверхні Землі). Кремнієва сонячна батарея з ефективністю 12%, протестована в умовах АМ1.5 на Землі, перетвориться на приблизно 10% ефективну ФЕП, виміряну за АМ0. [15]

Сонце можна представити як абсолютно чорне тіло з поверхневою температурою 5800 К з піком спектрально випроміненої енергії при 480 нм. Приблизно 77% випромінюваної енергії лежить у смузі від 300 до 1200 нм. Загальна енергія, отримана від Сонця на одиницю площі, перпендикулярну сонячним променям на середній відстані Земля - Сонце (1 АО), називається сонячною постійною. Поточне прийняте значення сонячної постійної становить 1353 Вт / м^2 . Інтенсивність сонячної енергії, звичайно, змінюється в часі. Однак оскільки космічні ФЕП підготовлюються в майже космічних умовах АМ1.5, зміна значення сонячної постійної головним чином впливає на прогнозовану робочу температуру сонячних елементів на орбіті. [15]

2.3 Космічна радіація

Сонячний вітер, сонячні спалахи та галактичні космічні промені складаються із заряджених частинок (електронів, протонів та іонів). Вони взаємодіють із планетарним магнітним полем. Деякі планети мають дуже слабе магнітне поле або не мають магнітного поля. Юпітер, в той же час, має надзвичайно сильне магнітне поле. Юпітер, Сатурн і Уран мають радіаційні пояси навколо. Магнітне поле Землі становить 0,3 гауса на поверхні на екваторі і змінюється з часом. Полярність змінюється кожні 10000 років, тобто Північний та Південний магнітний полюси міняються місцями. [13]

Магнітні полюси Землі не збігаються з полюсами, визначеними віссю обертання, приблизно з різницею в 11 градусів. Загальне магнітне поле магнітосфери визначається внутрішнім магнітним полем планети та зовнішнім полем, породженим

сонячним вітром. Вони взаємодіють між собою і забезпечують складний асиметричний малюнок геомагнітної порожнини. Заряджені частинки рухаються по спіралі навколо і відскакують по лініях магнітного поля. У той же час, електрони дрейфують на схід навколо Землі (проти годинникової стрілки осі обертання), тоді як протони та важкі іони дрейфують на захід (за годинниковою стрілкою осі обертання). Ці ділянки захоплених заряджених частинок називають поясами Ван-Аллена..

Моделі, які використовуються для середовища з електронами та протонами таких енергій на Землі, були розроблені Національним центром даних про космічні науки США в Центрі космічних польотів Годдарда NASA за наявними вимірюваннями радіації з космосу. Останні використовувані моделі AP8 для протонів [16] та AE8 для електронів [17] дозволяють довгостроково оцінювати середні потоки частинок, що виникають на будь-якій орбіті, і в даний час складають найкращі оцінки для захоплених радіаційних поясів, хоча зазначалося, що вони завищують радіацію на певних низьких орбітах Землі.

Одним із основних тестів сонячних елементів, що будуть використані для космічних апаратів, є бомбардування їх електронами та протонами з енергіями 1 MeV та 10 MeV відповідно. Такий спосіб тестування був проваджений лабораторією реактивного руху NASA у 70-х роках XX століття, і досі використовується як один із найбільш показових, адже радіаційна стійкість є основною для захисту ФЕП у космосі.

2.4 Склад середовища

Щільність, склад, тиск і температура різко змінюються як функція висоти. Орбіти нижче 200 км, як правило, не стійкі через атмосферний опір. На висоті 300 км залишається лише 23% молекулярного азоту відносно рівня моря і лише 10% молекулярного кисню. 80% складу атмосфери на 300 км - це високоактивний атомний кисень. Атомний кисень розмиває полімери та композити, які можуть

використовуватися в якості захисних оболонок для ФЕП, а також срібних з'єднань між сонячними елементами [18]. Атмосферна щільність дуже мала на висоті понад 800 км.

2.5 Макроскопічні об'єкти у космічному просторі

Макроскопічними об'єктами є як метеороїди, що зустрічаються в природі, так і антропогенне космічне сміття. Частинки, що найбільше погрожують цілісності панелі сонячних елементів, становлять від 10^{-3} до 10^{-6} г. Інші об'єкти, маса яких не перевищує 10^{-6} г, не мають достатньої енергії для заподіяння значної шкоди, а ті, що перевищують 10^{-3} , зустрічаються рідше [19]. Метеороїди, походження яких або астероїди, або комети, мають середню швидкість 20 км/с, і їх щільність змінюється залежно від положення Землі навколо Сонця. Сміття, звичайно, стало більш проблематичним, оскільки кількість запущених космічних апаратів та їх відносний час на орбіті зросли.

2.6 Температурний вплив

Температура сонячного елемента в космосі багато в чому визначається інтенсивністю та тривалістю його освітлення [20]. Робоча температура кремнієвих сонячних елементів, що складають масив сонячних панелей на американській стороні МКС, під час освітлення досягає 55 °C і опускається до -80 °C при затемненні. Аналогічно, коли космічні апарати віддаляються від Сонця, їх середня робоча температура зменшується; коли вони наближаються до Сонця, їх середня робоча температура зростає. Середня освітлена температура на орбіті Юпітера становить -125 °C, тоді як на відстані середньої орбіти Меркурія температура досягає 140 °C.

Орбітальні характеристики космічної місії також є основним джерелом теплових змін для пов'язаних з ними масивів фотоелектричних елементів. Відносна освітленість від часу затемнення та швидкість зміни температури різко змінюються на орбітальному шляху. Траєкторія орбітального руху також вплине на частку падаючої

сонячної радіації та альbedo. Середній альbedo від Землі становить 0,34, але може коливатися десь від 0,03 (над лісами) до 0,8 (над хмарами) [15, 21].

Потужність, що генерується сонячними ФЕП, безпосередньо пов'язана з їх робочими температурами. Підвищення температури призведе до зменшення вихідної потужності. Хоча відбудеться невелике збільшення струму короткого замикання зі збільшенням температури, воно буде непомітним у порівнянні зі зниженням напруги холостого ходу. Наприклад, для сонячного елемента з GaAs відбудеться зниження вихідної потужності приблизно на 0,05 мВт / см² на °C.

Погіршення продуктивності сонячних елементів як функції температури виражається через температурні коефіцієнти. Існує кілька різних коефіцієнтів температури, які використовуються для опису теплової поведінки ФЕП. Вони ґрунтуються на зміні характерного параметра вимірювання ФЕП (тобто $I_{кз}$, $V_{хх}$, η тощо) як функції зміни температури. Для визначення коефіцієнта використовується різниця вимірюваної величини при бажаній температурі та еталонної температури. Стандартне еталонне вимірювання Міжнародної космічної організації (ISO) проводиться при 25 °C. Для більшості космічних сонячних елементів зміна вихідних потужностей досить середня у проміжку від -100 °C до +100 °C.

Температурний коефіцієнт частіше за все виражається як нормалізоване число, і визначається наступним чином:

$$\beta = \frac{1}{\eta} \frac{d\eta}{dT} \quad (2.1)$$

Таблиця 2.1 Температурний коефіцієнт для ФЕП з різних матеріалів, що використовуються в космосі [22]

Продовження таблиці 2.1

Матеріал ФЕП	Температура (°C)	η (28 °C)	Темп. коеф. β ($\times 10^{-3} \text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$)
Si	28 – 60	0,148	-4,60
Ge	20 – 80	0,090	-10,1
GaAs/Ge	20 – 120	0,174	-1,60
2-j GaAs/Ge	35 – 100	0,194	-2,85
InP	0 – 150	0,195	-1,59
a-Si	0 – 40	0,066	-1,11
CuInSe ₂	-40 – 80	0,087	-6,52

Висновки до розділу 2

Умови перебування у відкритому космосі є екстремальними. Різкі перепади температури, метеороїди та антропогенне космічне сміття, радіація, сонячні спалахи, трансгалактичні космічні промені, високий вакуум – ось що очікує кожний апарат, що вийде на орбіту.

Перебування космічного апарату на орбіті диктує певні вимоги до самих апаратів. Наприклад, більша чутливість до певного спектру опромінення для більшої ефективності перетворення енергії; або, стабільна робота при -50 °C та при +70 °C.

Дослідження цих умов призводить до створення нових матеріалів, сплавів, технологій, які будуть найбільш ефективно експлуатуватись саме в екстремальних умовах радіаційної та температурної нестабільності.

РОЗДІЛ 3. ІСНУЮЧІ ПРОЦЕСИ ДЕГРАДАЦІЇ СОНЯЧНИХ ЕЛЕМЕНТІВ В КОСМІЧНИХ УМОВАХ ТА ЇХ МОДЕЛЮВАННЯ

Деградація (в науці) – це процес занепаду об’єкта до нижчого рівня, стану, якості. Деградація (сонячного елемента) – це процес руйнування захисної оболонки та/або напівпровідника, в результаті якого зменшується ефективність ФЕП.

Деградація сонячних елементів в умовах відкритого космосу є комплексною проблемою. Вплив середовища та параметри самих ФЕП є важливими для глибокого розуміння усіх процесів деградації.

Розуміння одночасного впливу усіх факторів середовища на сонячні елементи дасть змогу побудувати ефективну модель. Вже десятиліттями вчені досліджують поведінку кожного елемента сонячного апарату на орбіті, щоб для наступної місії зробити більш стійку і ефективну систему загалом. Це дає змогу отримувати та опрацьовувати більше даних про космічні умови і їх вплив.

Необхідно зауважити, що проектування, створення та виведення на орбіту навіть невеликих апаратів є дуже затратним процесом в плані ресурсів та фінансів. Тому час ефективної роботи супутників, станцій, або навіть зондів, повинен бути більшим за ймовірний час проведення місії або експлуатації. У майбутньому, технологічна база буде тільки покращуватись, і це призведе до більш стійких матеріалів, кращого захисту ФЕП, більшого ККД.

3.1 Процеси деградації у відкритому космосі

Почнемо наш розгляд саме з того, як фактори середовища впливають на сонячні елементи у космосі.

3.1.1 Механічні пошкодження

Були спостережені потоки метеороїдів та орбітальних уламків для різних орбіт [23]. Пошкодження масивів сонячних елементів орбітальної станції Мир та

космічного телескопа Хаббл відзначалися насамперед ерозією та розтріскуванням покривного скла на масиві та ерозією терморегулятора задньої поверхні підкладки.

При зіткненні утворюються різного роду пошкодження – від подряпин до наскрізних отворів. При умові зіткненні з більшим уламком або метеороїдом, можливе повне знищення як сонячної панелі, так і космічного апарату, але це малоімовірно за рахунок обширності космосу.

Приклади пошкоджень можна побачити на рисунках 3.1-3.2

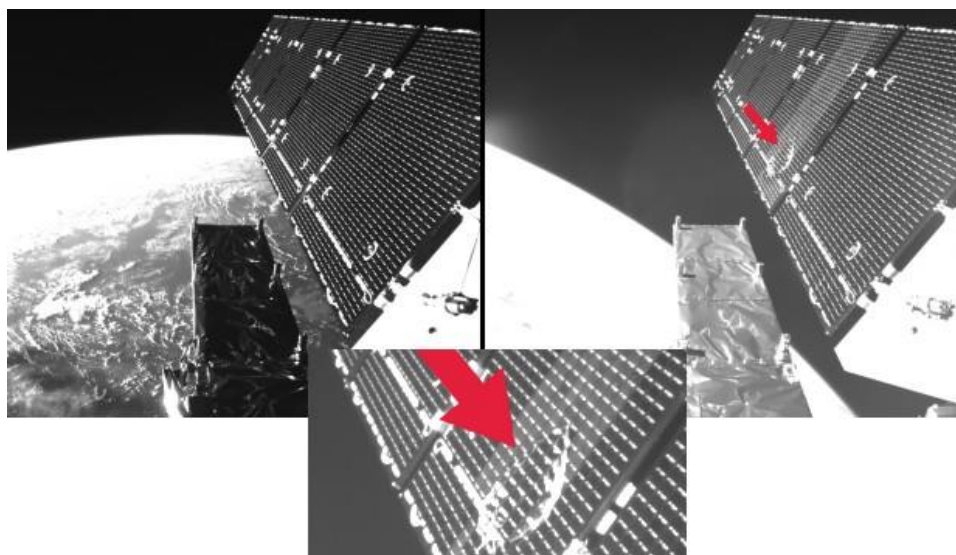


Рисунок 3.1 – Пошкодження однієї з сонячних панелей космічного апарату, фото з космосу.

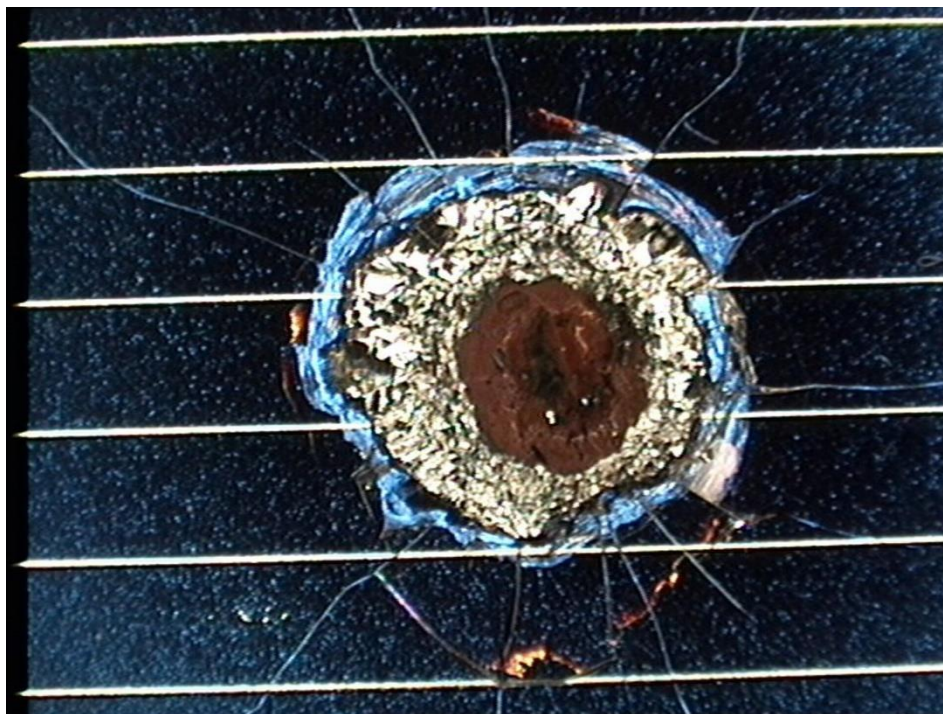


Рисунок 3.2 – Пробій поверхні сонячної панелі телескопа Хаббл на орбіті в результаті зіткнення.

Можливими є і наступні причини механічного забруднення панелей через радіаційну електризацію: пробої з утворенням тріщин, кратерів, наскрізних каналів, викидом і осіданням продуктів деструкції матеріалів ФЕП на поверхню захисного скла.

Результатом механічних пошкоджень, є звичайно, погіршення роботи електронних кілець. Пошкодження захисної оболонки, ФЕП, контактів та магістральних шляхів передачі енергії призводить до зменшення ефективної площі сонячної панелі. Тобто, частина ФЕП може бути відділена від системи передачі струму в панелі. Такі пошкодження можуть призвести до часткового зменшення напруги чи струму, що може бути критичним для компонентів на борту апарату. Звичайно, в сучасних супутниках є допоміжні системи та кільця, які слугують

запасними на випадок таких пошкоджень. Однак, деякі мікро-, нано- та пікосупутники можуть не бути забезпечені таким захистом, що може призвести до повного відказу системи і неможливості продовження місії. [24]

3.1.2 Електростатичні розряди

Електростатичні розряди виникають, коли протони, іони або електрони в атмосфері вдаряються в сонячний елемент, а точніше в точці, де захисне скляне покриття, сонячний елемент під ним та вакуум космосу (дивитись рисунок 2.4) зустрічаються. [26]

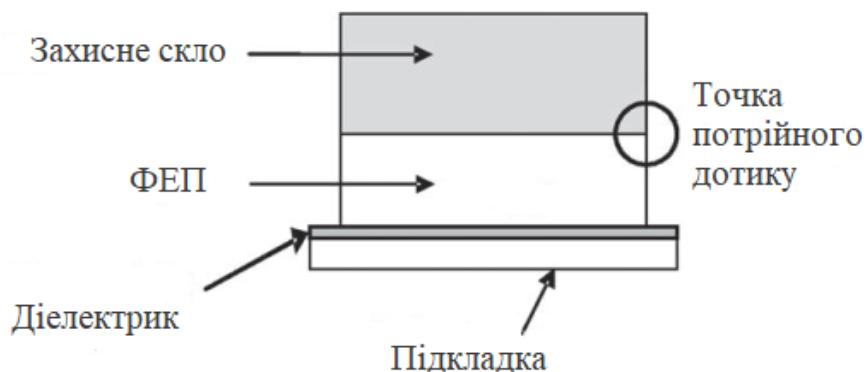


Рисунок 3.3 – Діаграма поперечного розрізу сонячного елемента у вакуумі. [25]

Потенціал, який накопичується в на захисному склі через бомбардування, може досягати 5кВ, а струм розрядів – декількох мікроампер, що вже на тому самому порядку або перевищує струм самих елементів.

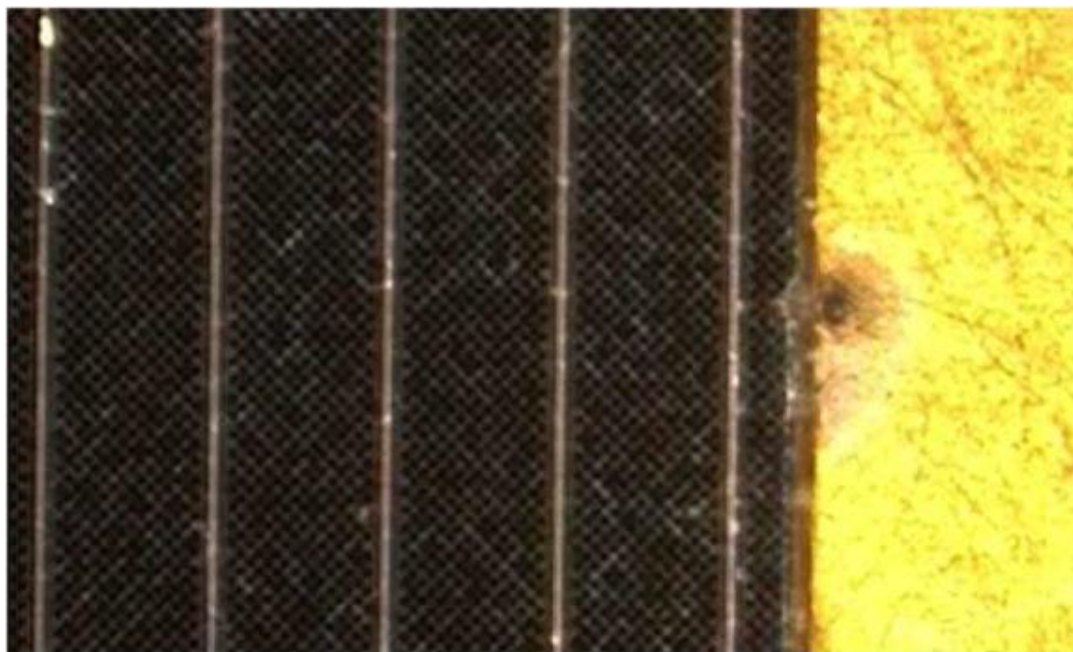


Рисунок 3.4 – Результат електростатичного розряду на краю ФЕП

Такі розряди не тільки наносять шкоду, а ще й видимі оптично (у вигляді іскріння). Деградація в наслідок розрядів спостерігається переважно у зменшенні електричного опору елементів (через вигорання).

Електростатичні розряди можуть призвести до фізичного пошкодження ФЕП, а також забрудненні захисної оболонки, що впливає на ступінь пропускання світла цієї оболонки. Нагадаю, на космічних апаратах вже неможливо зробити чистку захисного шару, адже вони є недосяжними.

3.1.3 Радіаційна деградація

Не зважаючи на різноманіття чинників, головною причиною деградації є саме радіаційне опромінення. Для захисту від нього необхідне створити спеціальний

захисний шар, який буде вкривати сонячний елемент та мати рефlectorні властивості у відношенні до електронів та протонів. У той самий час, такий захисний шар повинен бути прозорим для спектру АМ0 для ефективної роботи ФЕП. На жаль, на даний момент, повного радіаційного захисту такого типу не існує.

Розглянемо більш детально вплив ультрафіолетового, рентгенівського та гамма опромінення на сонячні елементи.

Як показало дослідження, проведене на основі багаторічних спостережень за ФЕП, ультрафіолетове опромінення може деградувати кремнієві елементи, якщо вони не мають захисного покриття. Результати дослідження показують, що для незахищених панелей має місце 2% падіння вихідної потужності в наслідок ультрафіолетового опромінення. Кількісно опромінення відповідає рівню нормального опромінення на поверхні Землі упродовж 3.8 років. Для старих версій сонячних панелей (70-90-ті роки ХХ століття) в якості покриття використовували EVA, який при тривалому опроміненні ультрафіолетовими хвилями змінював колір на коричневий, що перешкоджало прямому освітленню ФЕП. Для космічного використання це критично не підходить, адже у відкритому космосі рівень опромінення вищий за рівень на поверхні Землі і замінити захисне покриття на таких панелях вже не є можливим після запуску апарату на орбіту. В останній час для захисту ФЕП використовують спеціальні EVA, які не змінюють колір при тривалому опроміненні, або, для більш комерційного використання, панелі із кварцовим покриттям, або скляним з додаванням Церію. Для таких ФЕП деградації (від UV) не спостерігалось, що підтверджується даними за 7 років в пустелі в Альбукерці, штат Нью Мексико, США. [26]

Що стосується рентгенівського та гамма випромінення, тут важлива саме енергія променів або частинок, а також доза радіаційного опромінення.

Цікаво, що гамма промені при дозі радіації 0,16 кГр/год та температурі $\pm 30^{\circ}\text{C}$ не мають негативного впливу на електричні властивості ФЕП. [27]

В той же час, збільшивши дозу опромінення до 5 Гр/хв, та досягнувши дози поглинутої радіації до 4,6 та 8 Мрад (для трьох зразків: В, С та D відповідно), результуючі світлові характеристики мали певні зміни.

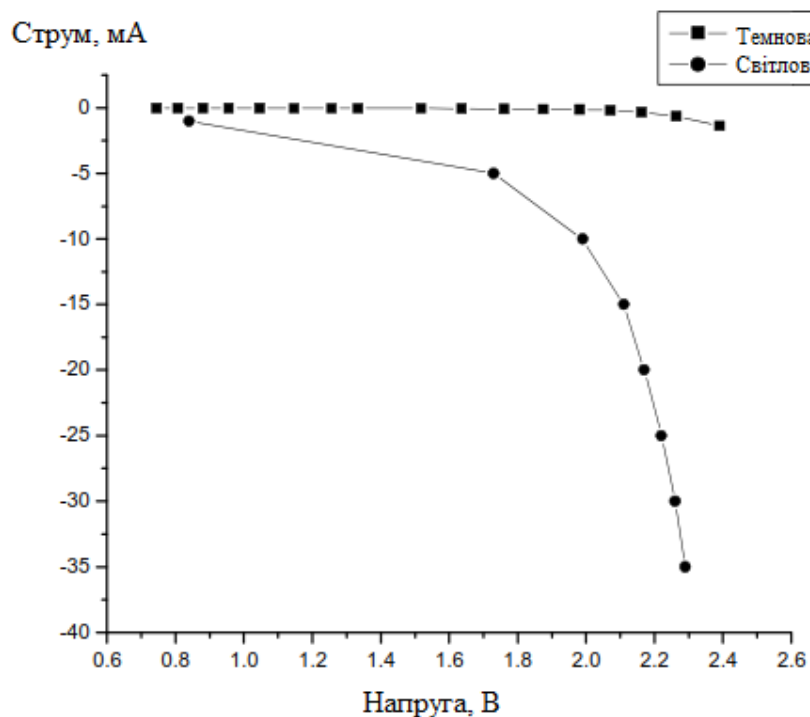


Рисунок 3.5 – Темнова та світлова вольт-амперні характеристики ФЕП без опромінення [28]

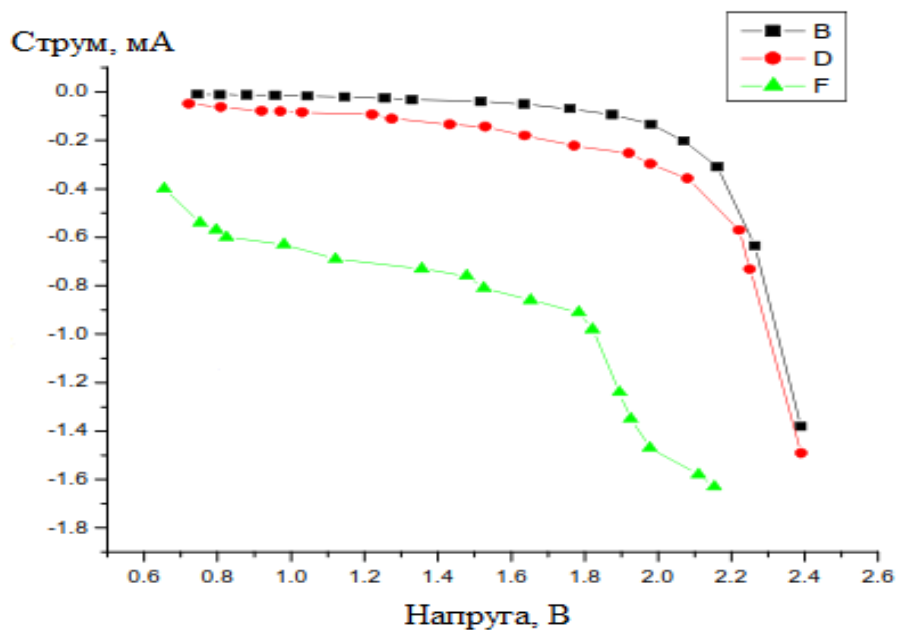


Рисунок 3.6 – Світлові вольт-амперні характеристики ФЕП для зразків B, D (гамма опромінення) та F (рентгенівське опромінення). [28]

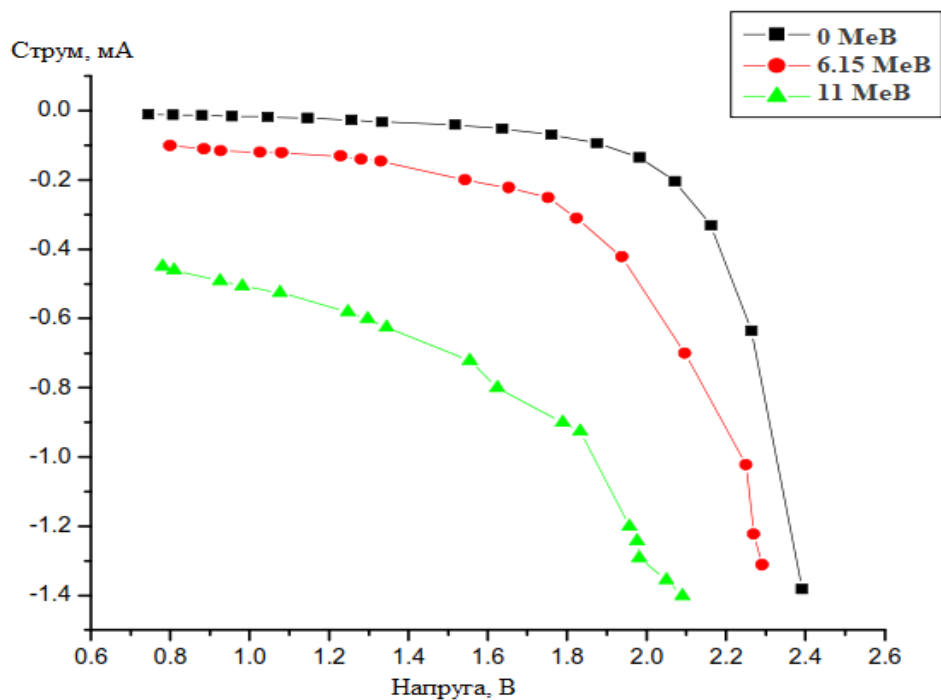


Рисунок 3.7 – Світлові вольт-амперні характеристики ФЕП для зразків з енергією рентгенівського опромінення 6,15 та 11 MeV, а також без опромінення [28]

Ще сильніший вплив мають на роботу ФЕП мають рентгенівські промені.

При такому опроміненні матеріал ФЕП піддається сильному впливу, що результує у «вибитті» атомів з кристалічної ґратки напівпровідника, генерації великої кількості тепла та фотоструму. [28]

Основним способом захисту від такого виду деградації є збільшення радіаційної стійкості самого ФЕП, тобто покращення технології, чим саме і займаються дослідники. Такий підхід також дає змогу покращити ККД ФЕП та їх загальну ефективність, що надзвичайно критично для космічних цілей.

Для ефективної «боротьби» з радіаційною деградацією необхідне розуміння процесів, що відбуваються при опроміненні ФЕП електронами та протонами високих енергій. Розглянемо цей процес поетапно.

Першим етапом є опромінення ФЕП. Космічний простір наповнений електронами та протонами високих енергій, особливо поблизу земної атмосфери. Таке опромінення проникає крізь захисний шар скла чи EVA, який покриває поверхню ФЕП. Захисний шар, в залежності від складу та якості, може сповільнити частинки, що зменшить їх негативний ефект на ФЕП. Частинки, в залежності від енергій, проникають в матеріал на різну глибину. [29]

Наступним етапом є вибиття атомів з їх позицій в кристалічній ґратці, або поглинання ними енергії та зміна енергетичного рівня, на якому знаходяться електрони. При цьому утворюються домішкові центри, центри рекомбінації. Домішки є необхідними для роботи напівпровідника у потрібному режимі, і концентрація домішок точно визначається для найефективнішої роботи ФЕП. Однак, не всі домішки є «корисними» для роботи сонячного елемента. Це проілюстровано на рисунку 3.1.



Рисунок 3.8 – Схематичне представлення ефектів, які виникають внаслідок утворення домішок радіаційним опроміненням. [29]

З рисунку 3.1 можна побачити, що цілий ряд ефектів має місце при утворенні домішок радіаційним опромінення. ФЕП «працює» на основі генерації електронно-діркових пар у напівпровіднику за рахунок опромінення світлом. Отримана енергія дає змогу носіям заряду, електронам чи діркам, покинути свої домішкові рівні та рухатись у кристалічній ґратці.

Однак, опромінення радіацією, а саме електронами та протонами з високою енергією, призводить до утворення рекомбінаційних центрів, на яких вільні носії заряду в ґратці рекомбінують. Енергія, яку втрачають носії, вивільняється у вигляді фотонів, що по суті є генерацією фотоструму, або фононів, теплових коливань у кристалічній ґратці; ця енергія, однак, знову поглинається ґраткою. Рекомбінація також призводить до зменшення часу життя носіїв заряду, довжині їх вільного пробігу та концентрації. Відповідно, чим сильніше опромінення, тим більша кількість рекомбінаційних центрів.

Також слід зазначити, що при опроміненні радіацією процес вибивання атомів та електронів не є остаточним. Дослідження показали, що присутні і процеси вторинного вибивання. Розглянемо процес вторинного радіаційного дефектоутворення детальніше.

Атоми водню входять в структуру кристалічної ґратки ФЕП шляхом хімічних зв'язків з регулярними атомами основного складу речовини, їх концентрація є достатньо значущою порівняно з концентрацією основною речовини. Виникає питання, з чим саме пов'язана концентрація водню? Відповідаючи на це питання потрібно зазначити, що основними шляхами передачі енергії в речовині від радіації є, в порядку значущості (для кожного типу опромінення різний тип на першому плані, проте представлений загальний характер): -іонізація речовини; -пружне зміщення регулярних атомів; -теплові збудження; -пружні хвилі; -ударні хвилі. [30]

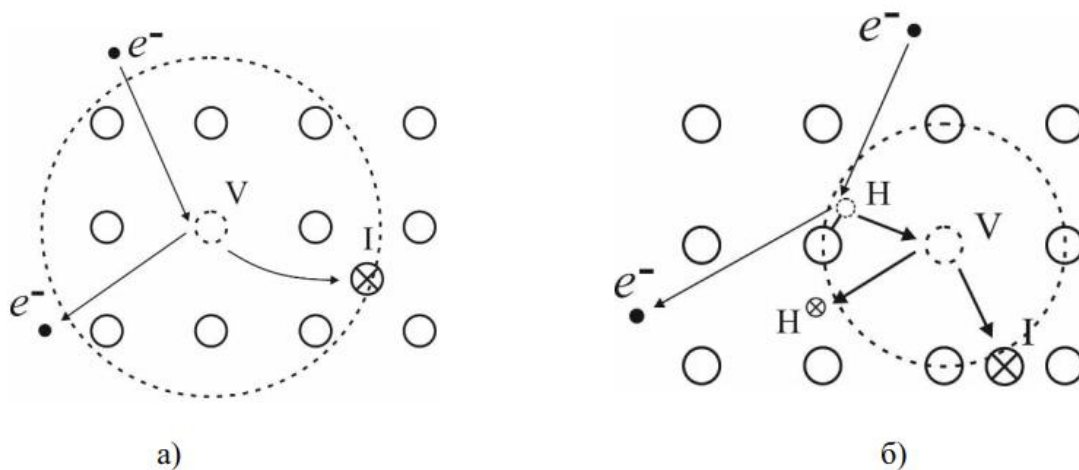


Рисунок 3.9 - Схема пружного дефектоутворення у випадках: а) прямого вибивання (одностадійний процес); б) послідовного вибивання (2-х стадійний процес). [30]

На рисунку 3.2 можна бачити два випадки радіаційного дефектоутворення, і потрібно зазначити, що у випадку 3.2а в речовині мала концентрація водню, або він взагалі відсутній, а у випадку 3.2б така концентрація значуща.

Розглянемо область речовини, де є атоми водню. Поряд з розсіюванням на регулярному атомі, можливо і розсіювання швидкого електрона на атомі водню з подальшим його вибиванням з хімічного зв'язку; при цьому утворюється вільний вибитий водень і аналог вакансії атома водню. Однак, можливий і інший - спеціальний, але вкрай важливий випадок: якщо вибитий атом водню вилітає з великою енергією, то далі він може розсіюватися на регулярних атомах недалекої області і вже сам вибити цей регулярний атом зі свого вузла.

Вторинні вибивання, або двостадійне дефектоутворення, говорить про те, що в залежності від концентрації водню та енергії радіаційного опромінення можливі більш значущі негативні наслідки для ФЕП, а саме утворення більшої кількості вакантних зв'язків для нових домішок та рекомбінаційних центрів. [31]

3.1.4 Температурна деградація

Для космічних апаратів створюють спеціальні, набагато більш стійкі до температури, сонячні елементи, що можуть ефективно оперувати навіть при низьких температурах. [31]

Однак, низька температура може впливати не тільки на ефективність роботи. Залежність деградації ФЕП від температури змінюється між різними матеріалами. Так, наприклад, арсенід галію досить стійкий до температурних коливань, і ступінь деградації при температурних коливань а також за стабільних низьких температур є невеликою. В той же час, кремній є набагато чутливим до зміни температури, що відображається на швидшій деградації вихідної потужності. Ця чутливість розповсюджується як на флуктуації температури, так і на саме значення, і швидкість деградації обернено пропорційна падінню температури. [32]

Температурний вплив не є причиною деградації, а скоріше її каталізатором. При низьких температурах процеси радіаційної деградації проходять швидше, а вплив цього явища більш значущий саме для кремнієвих ФЕП. Для GaAs, швидкість утворення рекомбінаційних центрів на порядок вища за Si, однак вплив на струм короткого замикання на 15% вищий в кремнієвих ФЕП аніж в галій арсенідових. [32]

3.2 Загальноприйняті моделі деградації

Тепер розглянемо основні моделі деградації, які використовуються переважною більшістю виробників для випробовування сонячних елементів.

3.2.1 Метод електронного опромінення

Метод електронного опромінення був розроблений лабораторією реактивного руху (Jet Propulsion Laboratory або JPL), науково дослідницьким центром NASA, ще у 80-х роках. Розробка цього методу та верифікація його ефективності проводилась упродовж 7 років, з 1982 по 1989 роки.

Основною методу є направлене опромінення сонячних елементів потоком електронів з енергією 1 MeV за умови високого вакууму. Таким чином проводиться симуляції середовища космосу. Щільність потоку змінюють для отримання більшої кількості даних. [33]

Упродовж певного періоду часу вимірюються показники роботи ФЕП, який бомбардується електронами. За умови постійної напруги, спостерігається зміна (або відсутність зміни) вихідного струму, що дає змогу також отримати вихідну потужність.

Для ефективного моделювання деградації, упродовж тестування змінюють умови середовища та захисту. Таке тестування проводять для ФЕП з певного матеріалу, але при цьому змінюватись може як матеріал, так і товщина захисного шару; температура,

за якої проводиться тестування; спектр опромінення. Тестування проходить при освітленні та за його відсутності, тобто отримують темнові та світлові ВАХ. [33]

Результатом такого тестування є велика кількість інформації, що на навіть у наш час може допомогти досить ефективно змодельовати поведінку сонячного елементу у відкритому космосі.

У той же час, проблемою цього методу є об'єм роботи та час, витрачений на тестування. Моделювання кожної конкретної умови є довгим процесом. Ще одним негативним аспектом цього моделювання є суть використання щільного потоку електронів. В умовах лабораторії, ці потоки є моноенергетичними та когерентними, що не зовсім відповідає дійсності космічного простору. Треба зауважити, що розробка цього методу проводилась для ФЕП на основі матеріалів Si та GaAs; в наш час, найбільш ефективними є матеріали з декількома p-n переходами, тестування яких методом електронного опромінення майже неможливе. [14]

3.2.2 Метод дози пошкодження зміщенням

Метод дози пошкодження зміщенням (displacement damage dose, або DDD) на основі неіонізуючої втрати енергії (nonionizing energy loss, або NIEL) був розроблений дослідницькою лабораторією Військово-морського флоту США у 1994 році.

Суть цього методу полягає в кількісній оцінці втрати енергії через неіонізуюче опромінення, що призвело до зміщення атомів з їх місць у кристалічній ґратці.

Зрозуміємо різницю між цим методом і електронним опроміненням. При електронному опроміненні відбувається так звана лінійна передача енергії (linear energy transfer, або LET), результатом якої є поглинена доза іонізації (absorbed ionization dose). При LET електрони з високою енергією передають частину енергії ґратці напівпровідника ФЕП. Результатом цього є описані вище ефекти, такі як генерація фотоструму. Однак, енергії частинок, що електрони можуть вибити з позиції

в ґратці, недостатньо для подальшої генерації каскадних структурних пошкоджень. В той самий час, протони та нейтрони можуть набувати достатніх енергій. Нелінійна та непряма втрата енергії та утворення рекомбінаційних центрів стали основою дослідження. Кількісна оцінка втрати цієї енергії на пружних зіткненнях протонів та інших частинок з високою енергією з кристалічною ґраткою стала основою методу DDD. [34]

Тестування проводяться при високому вакуумі з генерацією високоенергетичних протонів, які рухаються не тільки у когерентному промені, а і з пучком розсіяних протонів. [34]

Перевагами цього методу, у порівнянні з методом електронного опромінення, є зменшення кількості необхідних тестувань та загального часу випробування. Досліди показали, що в результаті обох тестувань можна прослідкувати схожу картину деградації ФЕП, однак отримані темнові та світлові ВАХ не ідентичні. [35]

Обидва методи є загальноприйнятими у всьому світі, і використовуються до сих пір, адже точність моделювання за їх використання є великою. Розповсюдженість цих методів також пов'язана з тим, що їх можна використовувати для найбільш популярних матеріалів як кремній та арсенід галію. [14]

Необхідно зазначити, що методи, розглянуті вище, є лабораторними, і моделі деградації будуються перед польотом космічного апарату. Якщо потрібно оцінити час ефективної роботи ФЕП на орбіті, то потрібно використовувати методи, що на вже основі експериментальних даних дають змогу робити прогнозування.

Такі моделі не дають попереднього аналізу ефективності ФЕП, тому на їх основі неможливо сказати як швидко буде проходити деградація у космосі. Такий аналіз потрібно проводити використовуючи лабораторні методи.

3.3 Прогнозування на основі експериментальних даних

Модель прогнозування ефективного часу роботи на орбіті базується на визначенні зміни вихідного струму сонячного елемента. На орбіті відбуваються бомбардування сонячних елементів протонами та електронами, що впливає на стан та потужність цих елементів.

Окрім цього, інші параметри, такі як статичні розряди, можуть впливати на вихідний струм. Усе це визначає вихідний струм як головний показник продуктивності сонячного елемента який ми розглядаємо. Такий підхід дає можливість оцінити зміну генерації струму, а точніше її падіння, а також зробити припущення щодо впливовості тих чи інших процесів на деградацію струму. [36]

Розглядається наступний спосіб визначення вихідного струму: продуктивність зменшується з часом в наслідок деградації, але також на неї впливає кут падіння сонячних променів на сонячні панелі. Цей кут змінюється протягом року як результат знаходження Землі в найближчій і в найдальшій точці по відношенню до Сонця. Навіть на Землі продуктивність сонячних панелей значно змінюється залежно від того, під яким кутом до сонячних променів протягом року перебувають сонячні панелі. [37]

Для сонячних панелей на орбіті це проявляється в зміні вихідного струму, що необхідно враховувати при розрахунку деградації в майбутньому. [38]

Окрім зміни кута освітлення сонячних панелей, протягом року також змінюється інтенсивність сонячного опромінення. Таким чином на початку липня інтенсивність сонячного опромінення мінімальна в той час як в грудні-січні інтенсивність максимальна. Дані по інтенсивності отримані ще NASA в 2000 році, але вони актуальні і на даний момент. Єдине що потрібно зазначити це те, що інтенсивність визначалась для вертикального освітлення що давало максимальну продуктивність. Нам же потрібно враховувати той фактор що кут освітленості буде змінюватися тому було введено цю частину змінної в розрахунок. [38]

Висновки до розділу 3

Усі зовнішні фактори мають вплив на сонячні елементи, але радіація є найбільш значущою. Результатом радіаційного опромінення є необоротні процеси деградації кристалічної ґратки, що сукупно знижують ефективність роботи та вихідну потужність ФЕП. Для певних матеріалів, перепади температури та, загалом, низький температурний режим роботи, є каталізатором деградації.

Лабораторні моделі деградації засновані на результатах штучного опромінення ФЕП електронами, протонами або іншими частинками, що дає змогу побачити за який час певна густина потоку цих частинок за певної енергії зменшить ефективність роботи елементу.

В той же час, методи, засновані на аналізі експериментальних даних, використовують вже наявну телеметрію з апарату, що дозволяє прорахувати коли внаслідок радіаційної деградації вихідна потужність системи енергозабезпечення стане недостатньою для продовження космічної місії.

РОЗДІЛ 4. АНАЛІЗ ДЕГРАДАЦІЇ СОНЯЧНИХ ЕЛЕМЕНТІВ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ В УМОВАХ ВІДКРИТОГО КОСМОСУ

На основі обширної теоретичної бази, отриманої в результаті дослідження та викладеної в попередніх розділах, спробуємо проаналізувати деградацію справжнього космічного апарату. Для цього дослідимо характеристики апарату, адаптуємо одну з можливих математичних моделей, проаналізуємо телеметрію.

4.1 Інформація про космічний апарат PolyITAN-1

4.1.1 Загальна інформація

PolyITAN-1 – це космічний апарат розроблений за специфікаціями CubeSAT. Спроектований та збудований студентами НТУУ «КПІ ім. І. Сікорського» в співпраці з Лігою Радіоаматорів України.

Про місію докладніше можна прочитати в посиланні 39.

4.1.2 Фізичні та орбітальні параметри.

PolyITAN-1 являє собою легкий наносупутник або важкий пікосупутник.

Таблиця 4.1 - Фізичні параметри PolyITAN-1 [39]

Розміри, см	Об'єм, л	Вага, кг	Формат
10x10x11	1,1	1	CubeSAT 1U

В конструкцію наносупутника входять сонячні елементи, розташовані на 5 його гранях. Вони живлять внутрішні друковані плати, антени для зв'язку та геолокації, а також дають змогу накопичити частину енергії в акумуляторних батареях.

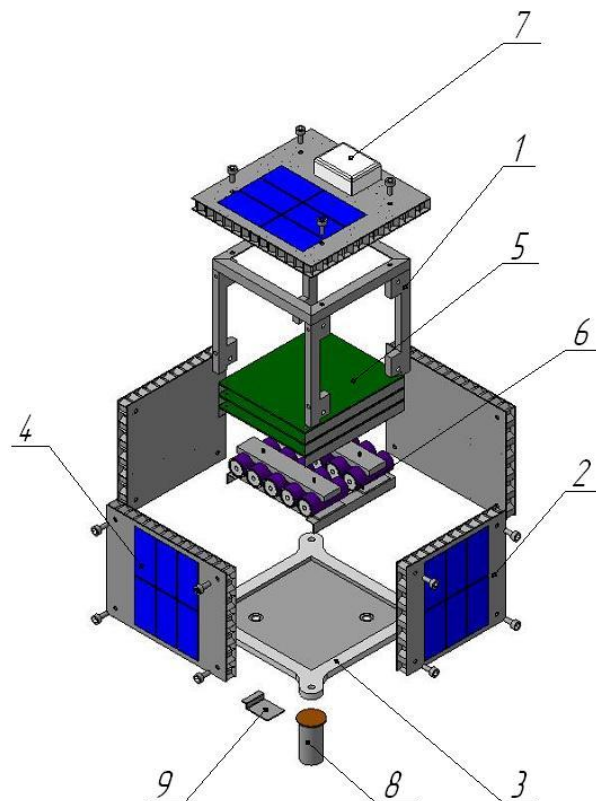


Рисунок 4.1 - Будова PolyITAN-1: 1 – каркасна основа, 2 – пластини для встановлення сонячних елементів, 3 – база, 4 – сонячний елемент, 5 – друковані плати, 6 - акумуляторні батареї, 7,8,9 – антени зв'язку. [39]

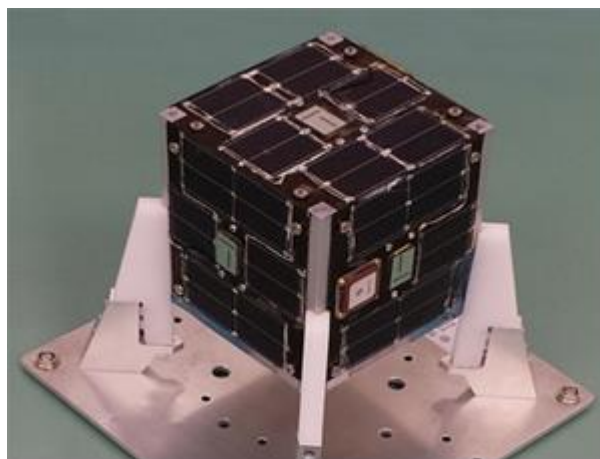


Рисунок 4.2 – Наносупутник PolyITAN-1. [39]

Наносупутник був запущений на орбіту 19 червня 2014 року. Знаходиться цей супутник на орбіті близько 700км над поверхнею Землі, тобто на низькій орбіті. Час одного повного обертання становить 97,8 хвилин. [39]

4.1.3 Сонячні елементи наносупутника

PolyITAN-1 оснащений кремнієвими сонячними елементами. Повну специфікацію цих ФЕП можна знайти за посиланням 40.

Головними параметрами в рамках цього дослідження є вихідна потужність сонячних елементів, структура захисного покриття.

Масив кремнієвих сонячних елементів, використаних на PolyITAN-1 має ефективність перетворення енергії при AM0 близько 17-18%. Повна вихідна потужність коливається між 8 Вт та 9 Вт. Отже, середня потужність однією з панелей дорівнює 1,5 Вт. [39]

Над активною поверхнею ФЕП, що складається з n^+ -Si, знаходиться шар ІТО, що покращую оптичні властивості панелі і в той же час дає захист від інфрачервоного опромінення. Таке покриття доповнене ще шаром кварцового скла товщиною 200 мкм для структурної стійкості. Поверхневі структури усіх згаданих вище шарів є «ребристими», шорсткими, для зменшення антирефлекторних властивостей. Додаткова прозорість кварцу та ІТО допомагають збільшити коефіцієнт опромінення, що досягає активної області.

Загалом, така система живлення для наносупутника є досить ефективною, враховуючи кількість систем що потребують енергозабезпечення.

Телеметрія, яку отримували з цього супутника, включає велику кількість даних. В рамках нашого дослідження, нас цікавить саме вихідний струм.

4.2 Адаптація математичної моделі

Для аналізу телеметрії та прогнозування ефективного часу роботи супутника на орбіті необхідно адаптувати одну з наявних математичних моделей під орбітальні умови, в яких знаходиться PolyITAN-1.

4.2.1 Математична модель

Для початку, виведемо одну з моделей, що дозволить нам зробити аналіз телеметрії. [39]

Кут сонячного опромінення (θ) - кут між напрямком падіння сонячного опромінення та нормаллю до площі поверхні. Відомо, що відношення між кутом опромінення та вихідним струмом є таким:

$$I_{max} = \frac{I}{\cos(\theta)}, \quad (4.1)$$

де I_{max} – вихідний струм при нормальному опроміненні; I – змодельований вихідний струм; $\cos(\theta)$ – косинус кута сонячного опромінення.

Було опубліковано багато статей, в яких розповідається про процес «затухання» вихідного струму з часом.

«Затухання» вихідного струму, або деградація елементів, сповільнюється з часом, що було показано в дослідницьких роботах в минулому.

В цій статті основою моделі для розрахунку затухання вихідного струму обрали степеневу функцію.

Отже, звідси ми отримуємо:

$$D(t) = (a + b * t^c) * \frac{S}{S_0} + \varepsilon, \quad (4.2)$$

де $D(t)$ - вихідний струм при нормальному опроміненні, тобто I_{max} ; $(a + b * t^c)$ представляє ступінь затухання вихідного струму; $\frac{S}{S_0}$ – вплив інтенсивності сонячного опромінення, а точніше:

$$S = S_{DN} * \cos \alpha \quad (4.3)$$

Реалізуюючи залежність інтенсивності від кута опромінення, описану раніше, отримуємо:

$$S = S_0 + d * \cos \left(\alpha + \frac{2 * \pi}{T} * t \right) \quad (4.4)$$

Об'єднуючи (2) з результатом в (4) отримали:

$$D(t) = I_{max} = (a + b * t^c) * \frac{S_0 + d * \cos \left(\alpha + \frac{2 * \pi}{T} * t \right)}{S_0} + \varepsilon \quad (4.5)$$

де t – час на орбіті, в днях; a , b , c – параметри моделі, $a > 0$ відповідає вихідному струму при нормальному опроміненні в $t = 0$, $b < 0$ відповідає ступеню затухання вихідного струму за один день; S_0 – постійна сонячного опромінення, що дорівнює 1353 Вт/м^2 ; T – період обертання навколо Сонця, тобто 365 днів; c , α , d – відповідають

за періодичну зміну інтенсивності сонячного опромінення; ε – похибка в межах $N(0, \sigma^2)$.

Для покращення точності моделі необхідно оцінити значення параметрів на основі вже вимірянних даних. Це можна зробити нелінійною регресією. Цей метод заснований на основі мінімізації суми абсолютних значень квадратів відхилень (похибок). Отримуємо:

$$SSE = \sum_{i=1}^n [D(t_i) - (a + b * t_i^c) * \frac{s_0 + d * \cos(\alpha + \frac{2 * \pi}{T} * t_i)}{s_0}]^2 = \sum_{i=1}^n \varepsilon_i^2 \quad (4.6)$$

Після досягнення мінімуму значення SSE можна отримати оціночні параметри. Це можна зробити використовуючи апарат будь-якого програмного забезпечення, що має можливість статистичної обробки даних. [38]

Для оцінки точності моделювання будемо використовувати параметр R^2 , що є коефіцієнтом детермінованості. Він вказує наскільки отримані в ході моделювання дані підтверджують успішність моделі. При значенні $R^2 = 1$ модель точна на 100%.

4.2.2 Адаптація під орбітальні умови

Оригінальна модель використовує дані з супутника, що знаходиться на GEO, тобто сонячні панелі завжди направлені до Сонця. [38]

На відміну від цього, PolyITAN-1 знаходиться на LEO, обертається навколо Землі, отже половину часу знаходиться в тіні планети, а також обертається навколо своєї осі, що обмежує кількість опромінення падаючого на кожну з панелей.

Необхідно зауважити, що за будь-яких можливих умов, ніколи усі сонячні панелі на борту апарату не будуть освітлені одночасно.

Виходячи з цього, зробимо корекцію математичної моделі. По-перше, вплив кута сонячного опромінення в (4.1) є мінімальним, отже припустимо, що струм, який ми отримаємо в результаті моделювання, є максимальним, і отриманим при нормальному освітлені панелей. По-друге, зміна інтенсивності опромінення упродовж року також невелика, але вона є, тому нехтувати (4.4) ми не будемо.

По-третє, так як залежності від кута опромінення в моделі немає, то порівнювати отримані значення ми будемо не з оригінальною телеметрією, а з прямою апроксимацією. Таким чином, в результаті моделювання ми отримуємо середні значення струму, які слід очікувати від роботи сонячних елементів. Коли ці середні значення перейдуть межу мінімального струму, потрібного для живлення апарату, можна буде зробити висновок, що ця дата завершить прогнозований ефективний час роботи ФЕП.

4.3 Моделювання даних

4.3.1 Тренування моделі на телеметрії

Для коректної поведінки нашою адаптованою математичною моделі необхідно отримати параметри, які будуть задовольняти початковим даним і їх можна буде використати для прогнозування.

Початковими даними є значення вихідного струму, отримані щоденно з моменту запуску апарату на орбіті і до кінця року, тобто 31.12.2014 р. (176 днів на орбіті).

Усі графіки, окрім результуючих, мають залежність вихідного струму від дня роботи на орбіті.

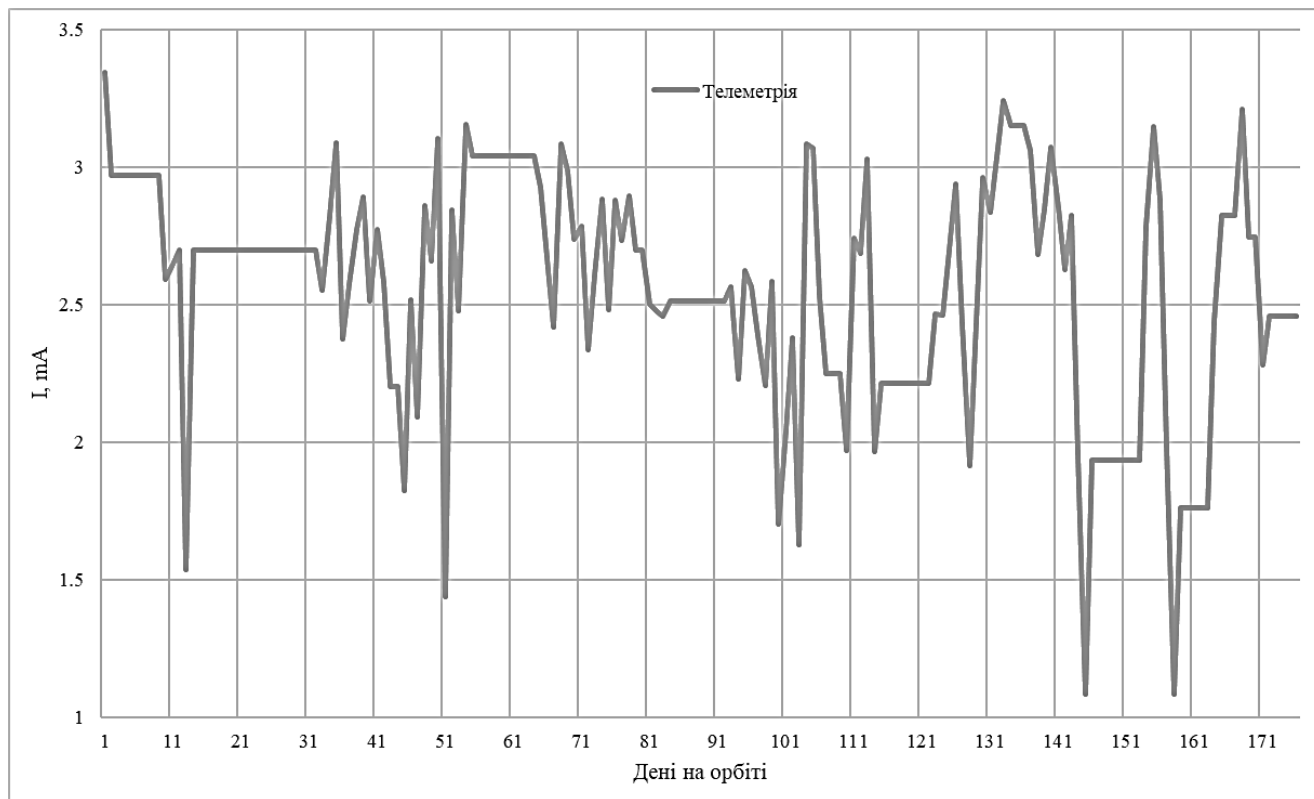


Рисунок 4.3 – Початкові дані.

Як можемо бачити з рисунка 4.3, дані дуже неоднорідні, і не простежується залежності. Моделювання кривої схожої форми потребує використання поліному великого порядку, і це не допоможе досягти бажаної мети. Апроксимуємо наші дані до прямої середніх значень.

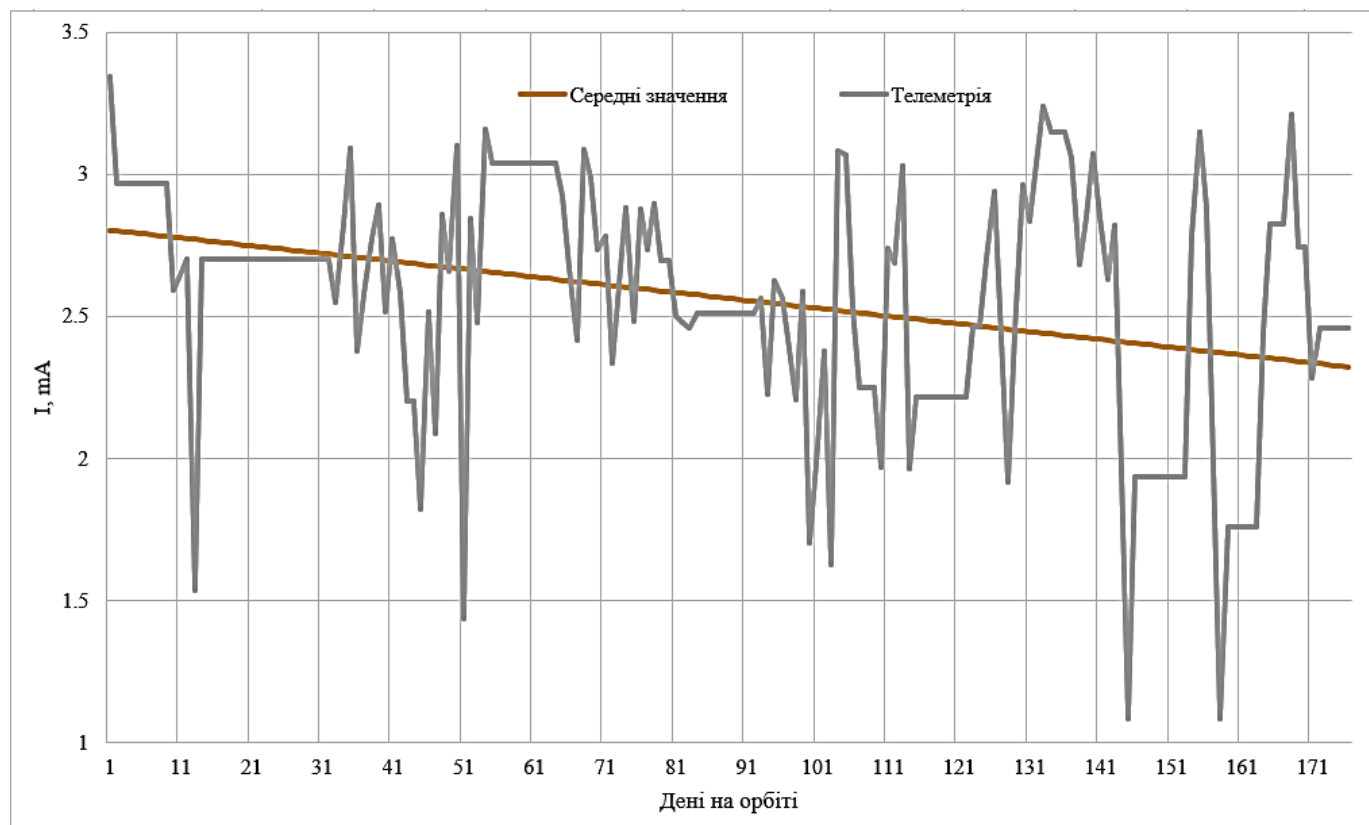


Рисунок 4.4 – Початкові дані та пряма апроксимованих середніх значень.

Для отримання початкових наближень для нашої моделі використовуємо параметри прямої та значення зі статті з оригінальною моделлю.

Таблиця 4.2 – Початкові наближення

a, мА	b	c	d	α , °	T, днів	S_0 , Вт/м ²
3,42	$-6,23 \cdot 10^{-5}$	0,5901	32,06	-18,91	365	1353

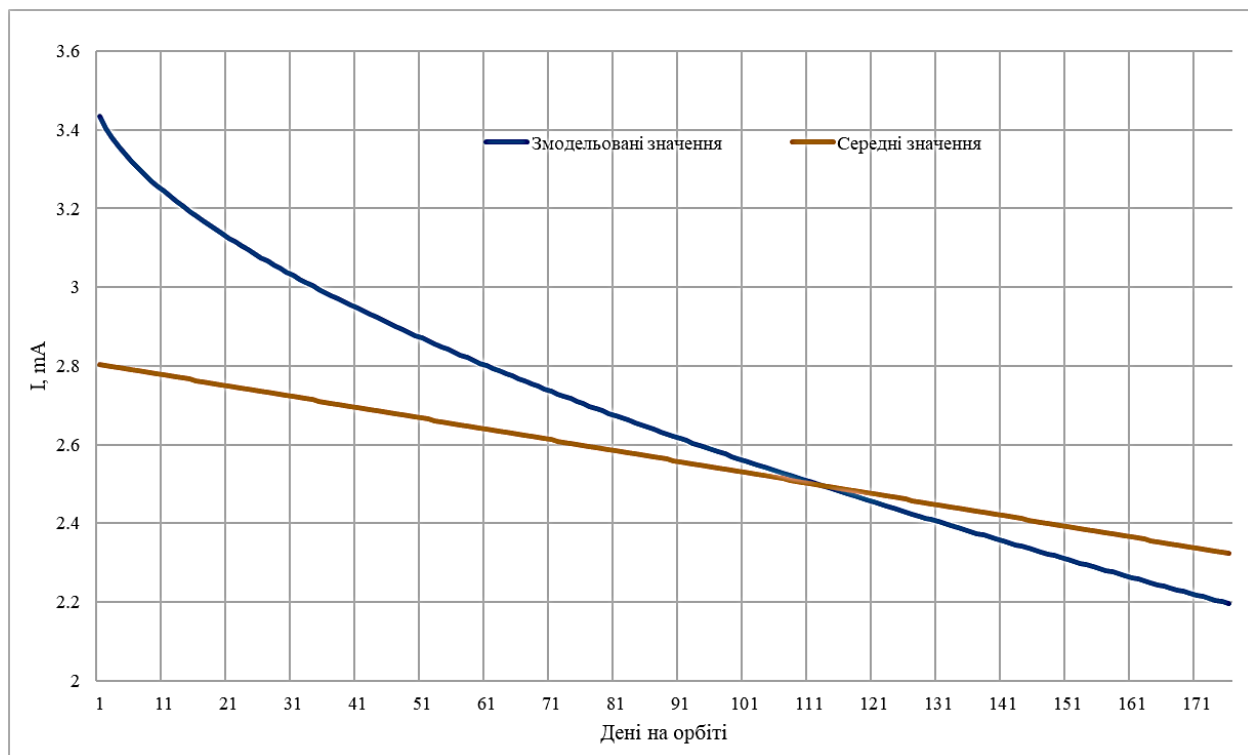


Рисунок 4.5 – Моделювання за параметрами початкового наближення.

Результатом початкового моделювання стала крива степеневі функції, як і передбачалось. Значення $SSE = 8,416$ є хорошим стартом, і знаком того, що початкові наближення обрані вірно.

Можна помітити, що на початковому інтервалі моделювання, за перші 30 днів роботи на орбіті, відбувається очікуваний найбільший спад значення вихідного струму – 12%. [40]

Методом нелінійної регресії будемо наближатись до мінімального значення SSE. При агресивній регресії ми можемо отримати майже пряму, що задовольнить критерії, за якими ми оцінюємо точність моделі, але не буде відображати суті процесу деградації.

Таблиця 4.3 – Параметри, отримані в результаті нелінійної регресії

Продовження таблиці 4.3

a, mA	b	c	d	α , °	T, днів	S_0 , Вт/м ²
3,059806	$-2,6699 \cdot 10^{-5}$	0,5901	-50	-3,5	365	1353

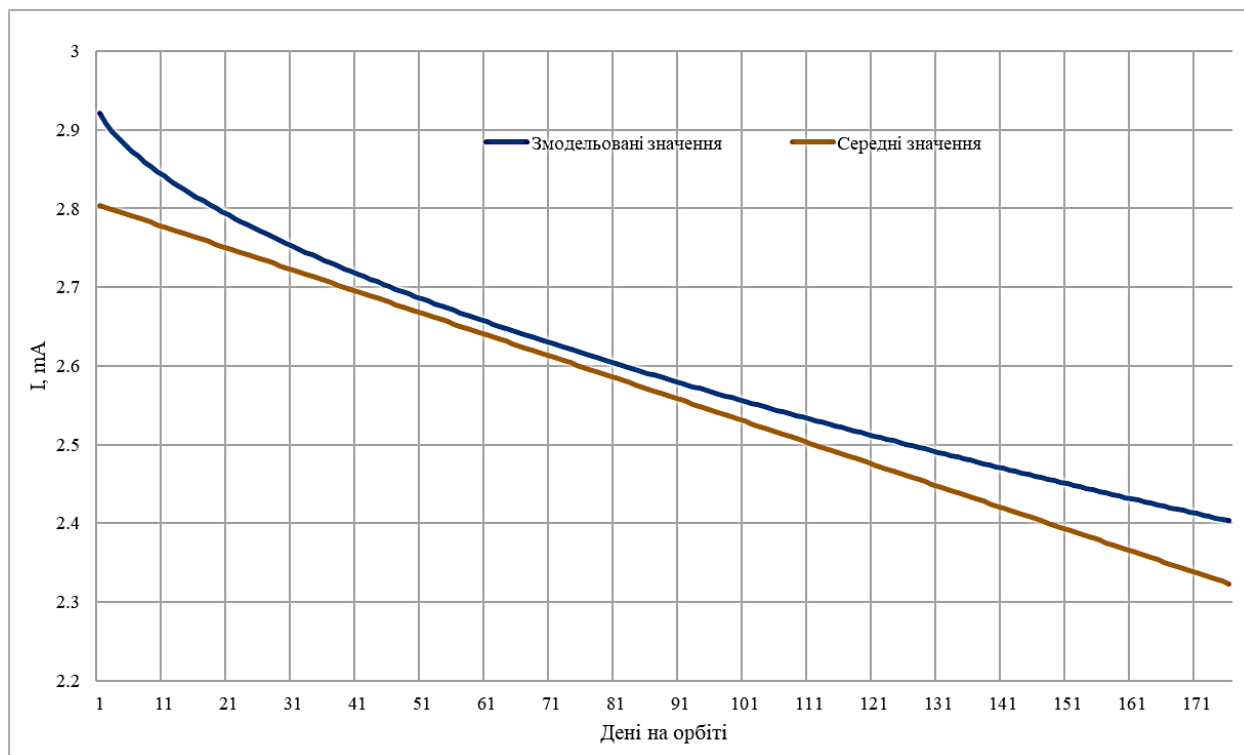


Рисунок 4.6 – Моделювання за результатами нелінійної регресії

Після використання нелінійної регресії параметр SSE дорівнює 0,35. Це оптимальне значення в рамках такої моделі. Параметр $R^2 = 0,976$, що означає відхилення від прямої 2,4%. Це є допустимим при умові, що проходить моделювання деградації сонячного елемента.

За період часу в 176 днів на орбіті (згідно з моделлю) досліджуваний сонячний елемент втратив 18% своєї виробничої потужності.

4.3.2 Перевірка точності та ефективності моделі

Будемо вважати, що при таких параметрах достатньо точно відбувається моделювання процесу деградації. Застосуємо отриману модель на більшому діапазоні даних, що включає початкові дані за половину 2014 р. та 2015 р. повністю.

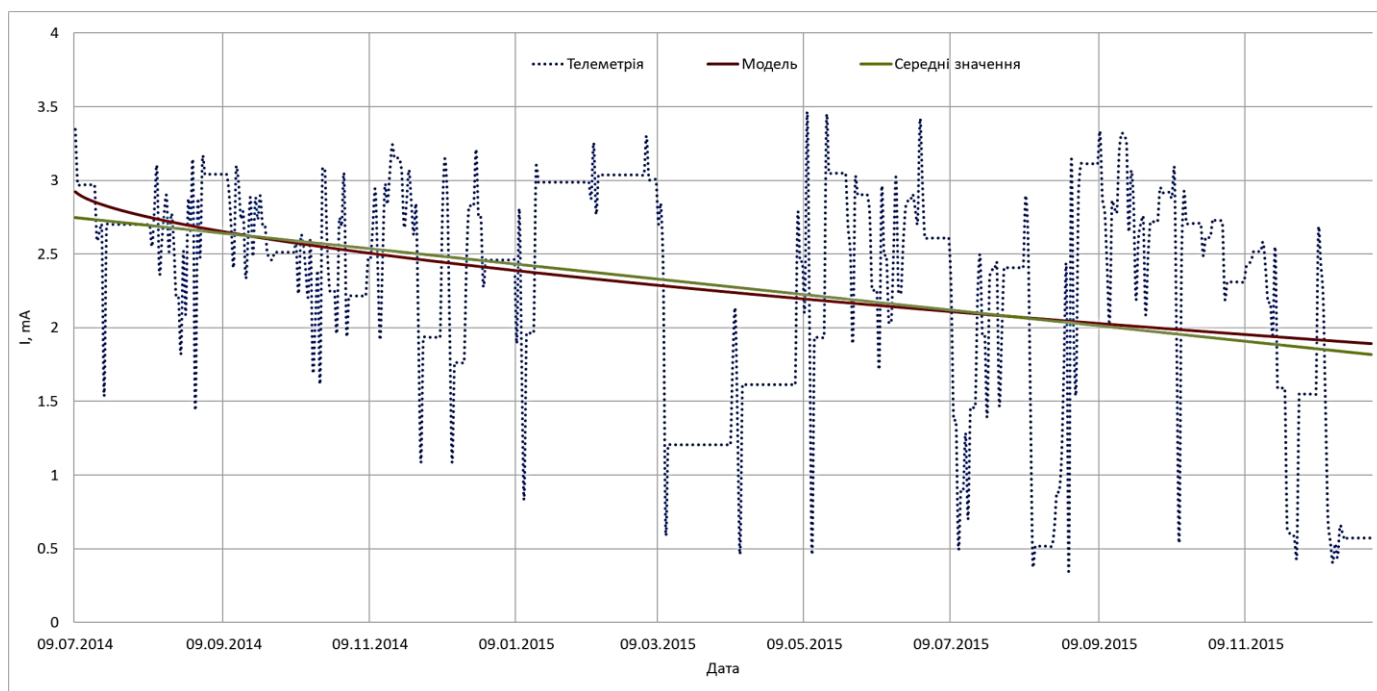


Рисунок 4.7 – Моделювання на більшому діапазоні даних (2014-15 рр.)

Результатом моделювання стала крива, що має мінімальні відхилення від прямої середніх значень – $SSE = 0,96$; $R^2 = 0,975$. Необхідно зауважити, що нова пряма апроксимована для більшого діапазону даних. Втрати виробничої потужності цього сонячного елемента за 1 рік роботи склали 27,4%; за 1.5 року роботи – 35,3% (згідно з моделлю).

Для перевірки моделі на точність, необхідно впевнитись, що вона працює і на інших сонячних елементах для цього космічного апарату. Для цього нам потрібно лише замінити значення тих параметрів, що стосуються нової панелі.

Таблиця 4.4 – Параметри моделі для другого сонячного елемента

a, мА	b	c	d	$\alpha, ^\circ$	T, днів	$S_0, \text{Вт/м}^2$
3,162999	$-2,0,340 \cdot 10^{-5}$	0,5901	-50	-3,5	365	1353

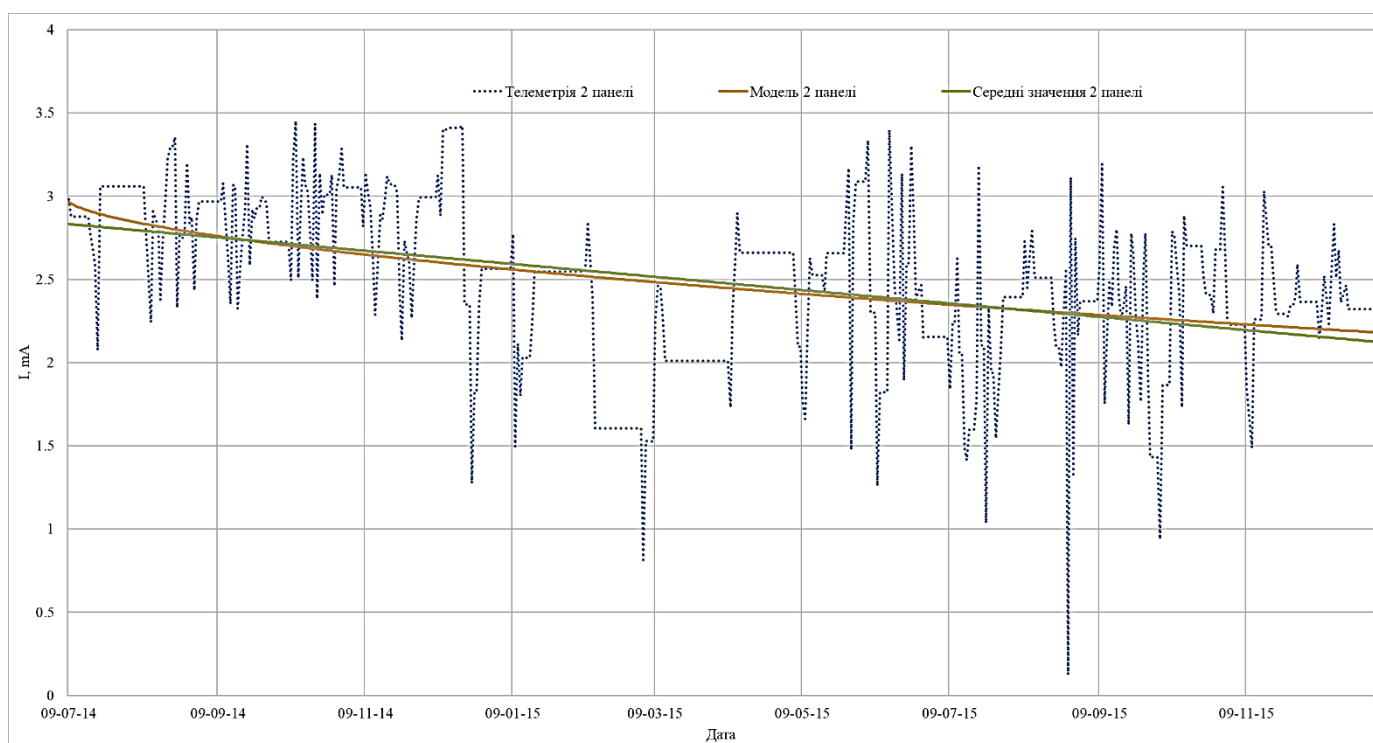


Рисунок 4.8 – Моделювання на основі даних другої панелі.

Статистичні параметри цієї моделі: $SSE = 0,558$; $R^2 = 0,975$. Такі результати означають, що модель має похибку близько 2,5% для усіх сонячних елементів на борту PolyITAN-1. Велика точність, враховуючи невизначену позицію на орбіті та непостійне сонячне опромінення.

Згідно з моделлю, втрати продуктивності цього сонячного елемента за: 0,5 року – 13,4%; 1 рік – 20,9%; 1,5 року – 26,5%.

Висновки до розділу 4

Перед процесом моделювання необхідно правильно оцінити кожен параметр космічного апарату, що знаходиться під дослідженням, орбітальні умови, в яких він знаходиться, та загальне положення на орбіті. Така характеристика допоможе адаптувати математичний апарат тієї чи іншої моделі деградації сонячних елементів, що використовується.

В нашому випадку, після адаптації моделі до умов, в яких знаходився PolyITAN-1, вдалося успішно зробити модель робочою. На цьому етапі головними задачами є правильний підбір початкових наближень та мети нелінійної регресії.

Використання апарату статистичного аналізу дозволяє оцінити прогрес в роботі над моделлю в будь-який момент. Отримана нами точність склала близько 2,5%, що дозволило оцінити падіння продуктивності на певному проміжку часу. Використовуючи цю модель також можна робити прогнози щодо терміну ефективної роботи сонячного елемента.

ВИСНОВКИ

Деградація сонячних елементів – невід’ємний процес перебування космічного апарату на орбіті. Розвиток технологій дав людству апарат для того, щоб краще зрозуміти космічне середовище та знайти наше місце в ньому. В результаті численних робіт, присвячених умовам перебування у відкритому космосі, а також даним з польотів безпілотних та пілотованих апаратів, науковці розробили повну систему, яка описує усі можливі процеси деградації кожного елементу супутника, в тому числі і сонячних панелей.

ФЕП деградує в результаті механічного пошкодження та радіаційного впливу космосу. Однак, через малу вірогідність зіткнення з метеороїдом або антропогенним космічним сміття, переважає радіаційна деградація. Головне, що відбувається з напівпровідником під час бомбардування високоенергетичним електронами та іншими частками – це утворення нових центрів рекомбінації, що, в свою чергу, зменшує час життя носіїв заряду та довжину їх вільного пробігу. Для деяких матеріалів, каталізатором цього процесу може виступати низька температура космічного середовища.

Дослідження процесів деградації привели до створення моделей тестування нових матеріалів та технологій сонячних елементів. Такі лабораторні експерименти давали уявлення про те, як довго кожний окремий ФЕП зможе ефективно працювати на орбіті. Моделями, що були створені понад 30 років тому, користуються і нині через точність їх аналізу та прогнозу.

Інші методи прогнозування, що використовуються вже після запуску апарату, також мають місце бути, адже недостатньо прорахувати все перед польотом, необхідно також контролювати стан та ефективність роботи ФЕП в космічних умовах.

В цій роботі досліджено процес деградації космічного апарату українського виробництва, усі характеристики, конструкція та параметри перебування на орбіті

відомі. Ці дані дали змогу адаптувати існуючий математичний апарат для моделювання значень вихідного струму сонячних елементів. Після проведеної роботи, модель достатньо точно описує поведінку вихідного струму з розбіжністю в 2,5% з середніми значеннями. Ця модель дозволила оцінити падіння ефективності роботи ФЕП після деградації, і результати оцінки є реалістичними.

Перевагами цієї роботи є як можливість використання готової моделі для апаратів на LEO (після корекції відповідних параметрів), так і повна адаптація всього математичного апарату під особливості місії, будь то супутник на GEO чи апарат що прямує до інших планет. При правильній початковій роботі така модель пропонує точні оцінки. За її допомогою також можна прогнозувати ефективний час роботи ФЕП і дізнатись чи буде він задовольняти меті місії.

Для покращення моделі я можу запропонувати використання більшої кількості телеметрії для тренування моделі. Таким чином, статистично, більша вірогідність що майбутні прогнози цієї моделі будуть вірними.

У перспективі розвитку теми моделювання деградації сонячних елементів можливе використання більшого спектру параметрів телеметрії та іншої моделі, що дає більш ґрунтовне прогнозування ефективності. Наприклад, використання бортових датчиків температури, освітленості та реєстрації коливань напруги в сукупності для точного визначення вихідної потужності і миттєвих умов середовища.

Вважаю, що поставлені задачі виконані і мета роботи досягнута.

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

1. Spacecraft Solar Cell Arrays / Paul Berman, Raymond F. Bohling. – 1971. Режим доступу до ресурсу:
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19710028154.pdf>
2. Fisher, H.: New Aspects for the Choice of Contact Materials for Silicon Solar Cells / Fisher, H. and Gereth, R. //The 7th Photovoltaic Specialists Conference, Institute of Electrical and Electronics Engineers: proceeding. – New York, New York (USA), 1968. – P. 17
3. Effects of 1.2 and 0.30 MeV Electrons on the Optical Transmission Properties of Several Transparent Materials / Haynes, G. A.; and Miller, W. E. - 1965. Режим доступу до ресурсу:
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19790018038.pdf>
4. Reynard D.L. Improvement of Silicon Solar Cell Performance Through the Use of Thin Film Coatings/Reynard, D.L. and Andrew, A.//Applied Optics Vol. 5, Issue 1, P. 23-28(1966) /doi.org/10.1364/AO.5.000023
5. Curtin, D. J. Summary of European Solar Cell Activities/Curtin, D. J. and Eakins, T. C.//Conference on Intersociety Energy Conversion Engineering: proceedings. - Las Vegas, Nevada (USA), 1970. – P. 7-18.
6. Wysocki, J. J. The Effect of Temperature on Photovoltaic Solar Energy Conversion / Wysocki, J. J. and Rappaport, P. // Journal of Applied Physics. – 1960. – Vol. 31. - P.14-19. //doi.org/10.1063/1.1735630
7. Wolf, M. A New Look at Silicon Solar Cell Performance / Wolf, M. // Energy Conversion. – 1970. – Vol. 11. – P. 63-73. //doi.org/10.1016/0013-7480(71)90074-X
8. Bucher, K. The Fraunhofer ISE PV charts: assessment of PV device performance / K. Bucher, S. Kunzelmann // The Twenty Sixth IEEE Photovoltaic Specialists

- Conference: conference record. – Anaheim, California (USA), 1997. – P.2329-2333.//doi.org/10.1109/PVSC.1997.654302
9. Solar cell efficiency tables (version 11) / M. Green, K. Emery, K. Bucher, D. King, S. Igari // Progress in Photovoltaics: Research and Applications. – 1998. – P. 35-42. //doi.org/10.1002/(sici)1099-159x(199801/02)6:13.0.co;2-5
 10. Solar cell efficiency tables (version 18) / M. Green, K. Emery, K. Bucher, D. King, S. Igari // Progress in Photovoltaics: Research and Applications. – 2001. – P. 287-293 //doi.org/10.1002/pip.389
 11. King, R. Metamorphic GaInP/GaInAs/Ge solar cells / R. King, M. Haddad, T. Isshiki, P. Colter, J. Ermer, H. Yoon // The 28th IEEE Photovoltaic Specialists Conference: conference record. – Anchorage, Alaska (USA), 2000 – P. 982-985. - //doi.org/10.1109/PVSC.2000.916050
 12. Sharps P. R. Next Generation High-Efficiency Space Solar Cells / Sharps P R, Cho B, Cornfeld A, Diaz J, Newman F, Stan M, and Varghese T. // Space Power Workshop Presentation. - 2009
 13. Stassinopoulos, E. The space radiation environment for electronics / E. Stassinopoulos, J. Raymond // Proceedings of the IEEE. – 1988. – Vol. 76, Issue 11. – P. 1423-1442. //doi.org/10.1109/5.90113
 14. Bailey, S. Operation of Solar Cells in a Space Environment / Sheila Bailey, Ryne Raffaele. // Practical Handbook of Photovoltaics. – 2012. – Second Ed. – P. 863-878 //doi.org/10.1016/B978-185617390-2/50030-1
 15. Young, A.T. Air mass and refraction / Young, A. T. // Applied Optics. – 1994. – Vol. 33, Issue 6. – P. 1108-1110 //doi.org/10.1364/AO.33.001108
 16. Sawyer, D.M. AP8 trapped proton environment for solar maximum and solar minimum / D.M. Sawyer, J.I. Vette // Report/Patent Number: NASA-TM-X-72605, NSSDC/WDC-A-R/S-76-06. – 1976. – P. 176

17. Vette, J.I. AE8 trapped electron model / J.I. Vette // Patent Number: NSSDC/WDC-A-R&S 91-24. – 1991. – P. 100-121
18. Tennyson, R.C. Atomic oxygen and its effect on materials / R.C. Tennyson // Part of the NATO ASI Series book series. – 1993. – Vol. 245 – P. 233-257
19. Rauschenbach, H. S Solar Array Design Handbook/ H. S. Rauschenbach // Document ID: 19770007250. – 1976. – Vol. 1 – P. 12-185
20. Fahrenbruch, A.L. Photovoltaic Solar Energy Conversion / A.L. Fahrenbruch, R.H. Bube // Fundamentals of Solar Cells: 1st Edition – 1983. – P. 206-233. - ISBN: 9780323145381
21. Feynman, J. Interplanetary Proton Fluence Model / J. Feynman, G. Spitale, J. Wang, S. Gabriel / Journal of Geophysical Research. – 1993. – Vol. 98, Issue A8. – P. 56.
//doi.org/10.1029/92JA02670
22. Jenkins, P. First results from the starshine 3 power technology experiment / P. Jenkins, T. Kerslake, D. Scheiman, D. Wilt, R. Button, T. Miller // The 29th IEEE Photovoltaic Specialists Conference: conference record. – New Orleans, Louisiana (USA), 2002. //doi.org/10.1109/PVSC.2002.1190689
23. TRW Space Data / N. Barter / TRW Space & Technology Group: 4th Edition. – 1996.
24. Vertat, I. Efficient and Reliable Solar Panels for Small CubeSat Picosatellites / Ivo Vertat, Ales Vobornik // International Journal of Photoenergy. – 2014. – Vol. 2014. – P. 1-8 //doi.org/10.1155/2014/537645
25. Jean-Charles Mateo-Velez. ESDs on Solar Cells—Degradation, Modeling, and Importance of the Test Setup / Jean-Charles Matéo-Vélez, Virginie Inguibert, Jean-François Roussel, Daniel Sarraïl, Léon Lévy, Françoise Boulay, Emmanuel Laffont, and Denis // IEEE Transactions on Plasma Science. – 2008. – Vol. 36, No. 5.
//doi.org/10.1109/TPS.2008.2001835

26. Dunn, L. Literature Review of the Effects of UV Exposure on PV Modules / Lawrence Dunn, Michael Gostein and Bill Stueve // NREL PV Module Reliability Workshop. – 2013. – P. 2-18
27. Rabochová, M. Solar Cells for Space Applications Gamma Radiation Resistance Testing for Polar Orbit CubeSats / Michaela Rabochová, Martin Magyar // International Journal of Science and Research. – 2018. – Vol. 8, Issue 8. – P. 51-55
//doi.org/10.21275/ART20208
28. Iqbal, M.A. Effect of different radiations on Silicon Solar Panels / M.A.Iqbal, Wafa Awais and M.Naveed Iqbal // NanoTech Conference & Expo: proceeding. – National Harbor, Maryland (USA), 2010. – Vol. 3 (ISBN: 978-1-4398-3415-2)
29. Xin Gao. Radiation Effects of Space Solar Cells / Xin Gao, Sheng-sheng Yang, and Zhan-zu Feng // High-Efficiency Solar Cells: Physics, Materials, and Devices. Springer Series in Materials Science. – 2014. – Vol. 190, Chapter 20. – P. 597-619.
//doi.org/10.1007/978-3-319-01988-8_20
30. Ашуров, Х.Б. Особенности радиационной деградации солнечных элементов, содержащих аномально большую концентрацию атомов водорода / Х.Б. Ашуров, Б.Р. Кутлимуротов, Б.Л. Оксенгендлер // Гелиотехника. – 2018. – №4. – С. 22-25.
31. Strobl, G. Silicon and Gallium Arsenide solar cells for low intensity, low temperature operation / G. Strobl, P. Uebele, R. Kern, K. Roy // 1st IEEE World Conference on Photovoltaic Energy Conversion - WCPEC (A Joint Conference of PVSC, PVSEC and PSEC): proceedings. – Waikoloa, Hawaii (USA), 1994.
//doi.org/10.1109/WCPEC.1994.521641
32. Bourgoinl, J.C. Deep Space Degradation of Si And GaAs Solar Cells / J.C. Bourgoinl, R. Kiliulisl, C. Gonzales, G. Strobl, C. Flores, K. Bogus and C. Signorini // The 25th IEEE Photovoltaic Specialists Conference: conference record. – Washington, DC (USA), 1996. //doi.org/10.1109/PVSC.1996.563984

33. Anspaugh, B. E. Solar Cell Radiation Handbook / B. E. Anspaugh // JPL Publication Addendum. - 1989. – Vol. 82, Issue 69. – P. 1-8. Режим доступа до ресурсу: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19890016672.pdf>
34. Geoffrey, P. Displacement Damage Analogs to Ionizing Radiation Effects / Geoffrey P. Summers, Edward A. Burke, Michael A. Xapsos // Radiation Measurements. – 1994. – Vol. 24, No. 1 – P. 1-5
35. Messenger, S.R. Electron to Proton Damage Correlation in Space Solar Cells / Scott R. Messenger, Justin Lorentzen, Robert J. Walters // The 4th IEEE World Conference on Photovoltaic Energy: conference record. – Waikoloa, Hawaii (USA), 2006. [//doi.org/10.1109/WCPEC.2006.279836](https://doi.org/10.1109/WCPEC.2006.279836)
36. Peng, M. Study on attenuation factor of Si solar array or satellite in sun synchronous orbit / Peng, M., Wang, W.W., Wu, J., Li, M. // Spacecraft Engineering Journal. – 2011. – Vol. 2011, Issue 3. – P. 61-67. Режим доступа до ресурсу: http://en.cnki.com.cn/Journal_en/C-C031-HTGC-2011-03.htm
37. Jing, Y.L. Analysis on performance of solar array for satellite in sun synchronous orbit / Jing, Y.L., Sun, H.T., Lei, Y.J. // Spacecraft Engineering Journal. – 2013. – Vol. 2013, Issue 7. – P. 61-66. Режим доступа до ресурсу: http://en.cnki.com.cn/Journal_en/C-C031-HTGC-2013-07.htm
38. Degradation model of the orbiting current for GaInP/GaAs/Ge triple-junction solar cells used on satellite / Jieru Meng, Jing Feng // Solar Energy Journal. – 2015. – Vol. 2015, №122– P. 1-8. [//doi.org/10.1016/j.solener.2015.09.028](https://doi.org/10.1016/j.solener.2015.09.028)
39. Dusheiko, M. Si solar cells degradation in open-space conditions / Mykhailo Dusheiko, Andrew Getman, Anatolii Ivashchuk, Tetyana Obukhova // National Technical University of Ukraine “KPI”, Microelectronic department. - 2020
40. Kichou, S. Characterization of degradation and evaluation of model parameters of amorphous silicon photovoltaic modules under outdoor long-term exposure / Sofiane

Kichou, Santiago Silvestre // Energy. – 2016. – Vol. 96. – P. 231-241.
[//doi.org/10.1016/j.energy.2015.12.054](https://doi.org/10.1016/j.energy.2015.12.054)